

Trabajo de Final de Grado

Grado en Ingeniería en Tecnologías Industriales

La aerodinámica del fórmula World Series y mejora de la eficiencia del ala delantera.

MEMORIA

Autor: Nicolau Sánchez Folch

Director: Enric Trillas Gay

Convocatoria: Enero 2016



Escola Tècnica Superior

d'Enginyeria Industrial de Barcelona



RESUMEN

Este documento contiene el análisis de un perfil alar concreto del “*flap*” de un alerón delantero de un monoplaza de competición, *World Series* by Renault. Este es un perfil propio de Dallara, empresa que provee a dicha competición con los chasis, monocascos y apéndices aerodinámicos. Dicho perfil no pertenece a los normalizados, lo cual lo convierte en un perfil “desconocido”. Existen muchos perfiles normalizados como los NACA, GOE, NLF entre muchos y sobre los cuales es fácil mediante internet encontrar información referente a dichos perfiles, sin embargo, sobre el perfil de este trabajo no se conoce absolutamente nada. A partir de un plano 3D del alerón delantero del monoplaza ha podido extraerse el perfil alar. Posteriormente, ha sido realizado un estudio mediante simulaciones virtuales, realizadas con ANSYS *Fluent*, para conocer detalladamente el comportamiento en condiciones de simulación lo más aproximadas posibles a la realidad. A partir de dicho estudio también se extraen datos numéricos así como si se quisiera añadir este perfil en una base de datos.

SUMARIO

RESUMEN	1
SUMARIO	3
1. PREFACIO	5
1.1. Origen del proyecto y motivación	5
1.2. Requerimientos previos.....	5
2. INTRODUCCIÓN	7
2.1. Objetivos del proyecto	7
2.2. Alcance del proyecto	8
3. AERODINÁMICA	9
3.1. Definición.....	9
3.2. Historia	9
3.3. Fundamentos de la Mecánica de Fluidos	11
3.3.1. Tipos de fluidos	11
3.3.2. Propiedades.....	11
3.3.3. Líneas de corriente, trayectorias y flujos.....	12
3.3.4. Perfil de velocidades flujo y capa límite	12
3.3.5. Tipo de flujo: laminar vs turbulento	13
3.3.6. Número de Reynolds	14
3.3.7. Número de Mach	14
3.4. Fuerzas Aerodinámicas.....	16
3.4.1. Origen de las fuerzas.....	16
3.4.2. Carga aerodinámica o <i>Downforce</i>	17
3.4.3. Resistencia al avance	19
3.4.4. Los coeficientes C_x y C_z y cálculo de las fuerzas	21
3.4.4.1. Carga aerodinámica o <i>downforce</i> (C_z).....	21
3.4.4.2. Resistencia al avance o <i>drag</i> (C_x).....	22
3.4.5. Eficiencia aerodinámica.....	24
3.4.6. Carga aerodinámica traducida al agarre	24
4. EL ALERÓN DELANTERO	26
4.1. El perfil alar y sus componentes	27

4.1.1.	El ángulo de ataque	28
4.1.2.	Centro de presiones.....	28
4.2.	Criterios de diseño.....	29
4.2.1.	La relación de aspecto.....	29
4.2.2.	El grosor del perfil.....	30
4.2.3.	La curvatura	30
5.	SIMULACIÓN DEL PERFIL EN 2D	32
5.1.	Obtención de la geometría del perfil	32
5.2.	<i>ANSYS Fluent</i>	34
5.2.1.	Pre-proceso	34
5.2.2.	El mallado.....	35
5.2.3.	Condiciones de contorno.....	38
5.2.4.	Cálculo de la solución.....	39
5.2.5.	Visualización de resultados	39
6.	RESULTADOS Y ANÁLISIS DE LAS SIMULACIONES	41
6.1.	Ángulo de ataque de 0°	41
6.2.	Ángulo de ataque de 2,5°	43
6.3.	Ángulo de ataque de 5°	45
6.4.	Ángulo de ataque de 7,5°	47
6.5.	Ángulo de ataque de 10°	50
6.6.	Ángulo de ataque de 12,5°	53
7.	CONCLUSIONES	56
8.	COSTES Y PLANIFICACIÓN	62
9.	IMPACTO AMBIENTAL	64
10.	BIBLIOGRAFIA	65
10.1.	Referencias bibliográficas	65
10.2.	Bibliografía complementaria.....	65

1. PREFACIO

En el apartado posterior explico la motivación general que me ha llevado a formarme en ingeniería y a buscar una dedicación profesional en el mundo de la competición de motor.

1.1. Origen del proyecto y motivación

Mi motivación para llevar a cabo este estudio TFC viene de muy lejos, desde mi infancia. Tiene un doble cariz: en un inicio más emocional y familiar, hasta despertar en mí una pasión e inquietud intelectual que culmina en el objetivo de dirigirme profesionalmente al mundo del Motorsport. Realmente es un “suma y sigue”.

Desde pequeño he estado en contacto con el mundo del Automovilismo y Motociclismo indistintamente, pues mi padre es Ingeniero de Competición. Su historia, salvando las distancias, se parece un poco a la mía: él también comenzó por una pasión por el Motor e inició su andadura como “ayudante de mecánico” en las épocas en las que destacaba Sito Pons, posteriormente precisó profundizar más y más, y se convirtió en Ingeniero en esta misma Universidad.

Durante toda mi infancia y adolescencia pasé todo el tiempo que pude metido en un “Box”, observando, tratando de entender la operativa en un equipo, aprendiendo nociones básicas sobre mecánica. Durante la adolescencia también acudí en numerosas ocasiones a los circuitos como “ayudante de mecánico”; y en mi caso, de nuevo, la pasión se convirtió en inquietud intelectual y objetivo profesional. Entonces me propuse como meta poder llegar a trabajar como Ingeniero en un equipo, y para ello decidí estudiar Ingeniería Industrial.

Las prácticas, realizadas este invierno, como Ayudante de Telemetría en el CEV, formando parte del equipo de Argiñano Racing, han hecho aún más patente de que a pesar de poder estar tan cerca, hay muchas cosas que se me escapan y que desconozco sobre este tema que tanto me gusta.

La mecánica de fluidos llama, especialmente, mi atención, pues entramos en el mundo de la aerodinámica, una materia muy importante en la disciplina del *Motorsport* y decido hacer este Trabajo para poder profundizar más en este ámbito.

1.2. Requerimientos previos

Para la realización y comprensión del trabajo es importante tener tanto conocimientos de la mecánica de fluidos como de física básica.

La lectura de algunos libros sobre aerodinámica ha sido imprescindible para la posterior realización del trabajo y las prácticas realizadas en la asignatura de Mecánica de fluidos en las que se nos presentó el programa *Ansys Fluent* y que supondrá una gran herramienta para la realización de este trabajo. Por otro lado, en la parte de la obtención de la geometría del perfil ha sido de gran ayuda el curso de expresión gráfica de la escuela donde se nos formó trabajando con el programa *Solid Works*.

2. INTRODUCCIÓN

2.1. Objetivos del proyecto

Para este trabajo se ha seleccionado un perfil real utilizado en la competición de monoplazas *World Series* by Renault. Este es un perfil propio de Dallara, empresa que los diseña y comercializa. No es un perfil normalizado sobre el que poder buscar y extraer datos de sus coeficientes, como lo son los GOE, NLF, NACA...

El objetivo principal del trabajo es realizar simulaciones de flujo para dar valores a sus coeficientes de sustentación y resistencia al avance en función del ángulo de ataque. Estudiar cuál es su comportamiento, conocer su rango de trabajo, y ver cuál es su límite antes de entrar en pérdida, tal y como si quisiéramos añadirlo en cualquier base de datos y ponerle un nombre y apellidos.

Otro de los objetivos de este proyecto es poder corroborar mediante las simulaciones posteriores si efectivamente las premisas expuestas, sobre el comportamiento del perfil alar a lo largo de la simulación en el mismo son correctas y se cumplen o, por el contrario, no lo hacen y existe una discordancia entre la teoría y la práctica.

Una vez simulado el perfil, conocido su comportamiento, el valor de sus coeficientes y su rango de trabajo se pretende, estableciendo ciertas situaciones reales de gran premio en algunos circuitos concretos, razonar con qué *setting* debería un coche con este alerón salir a pista y el porqué de la utilización de éste y no de otro.

Por lo que a los objetivos de carácter personal se refiere, en primer lugar está el hecho de profundizar más en esta materia. Al tratarse de un tema ya tratado en la Universidad y habiendo sido, para mí, muy interesante, he sentido la necesidad de, mediante las lecturas y análisis que he tenido que realizar para efectuar este proyecto, entender más cómo funciona esta rama de la mecánica de fluidos que me parece, cuanto menos, indispensable para mi futuro. Por otro lado, la utilización de los programas también ha sido clave para llevar a cabo el proceso de autoaprendizaje que me propuse en un inicio a la vez que se realizaba el trabajo, y considero que es un punto importante, también, para mi futuro.

2.2. Alcance del proyecto

En primer lugar se habla de la aerodinámica y los aspectos más relevantes de ésta, tales como qué es en sí misma como ciencia, qué lugar ocupa en el mundo de la competición y, a su vez, un pequeño resumen de la escasa historia que ésta tiene, dado que se trata de un concepto reciente. Todo ello se configura como la contextualización de la materia, por cuanto parece importante situar al lector no sólo en el tiempo y espacio, sino también en los conceptos teóricos imprescindibles.

En segundo término, se hace referencia a los fundamentos básicos de la mecánica de fluidos –los más relacionados con la rama de la aerodinámica– dado que es relevante de cara a entender el posterior estudio. Seguidamente se explica, a partir de la teoría, cómo se comporta el perfil alar cuando es rodeado por un flujo externo para su posterior comparación o corroboración con la simulación.

Finalmente, se procede a la extracción del perfil en dos dimensiones a partir del mapa de tres dimensiones del ala completa. La simulación y caracterización del perfil también tienen lugar, y se realizan a través del *software Fluent*, es decir, no se lleva a cabo ningún tipo de simulación mediante túnel de viento ni ningún tipo de modificación del perfil.

3. AERODINÁMICA

En esta parte del trabajo se explica qué relación y qué influencia tiene la aerodinámica en el mundo de la competición, así como su historia y evolución con el paso del tiempo. Es interesante conocer el proceso de cómo esta ciencia empezó a ser significativa en este ámbito, hasta ser considerado uno de los aspectos más importantes o incluso el más importante. Por otro lado también se presentan varios principios básicos de la mecánica de fluidos vitales en la aerodinámica, así como la generación de fuerzas sobre un sólido en contacto con un flujo de aire.

3.1. Definición

La aerodinámica es la rama de la Mecánica de Fluidos que se centra en el estudio de las acciones que aparecen sobre cuerpos sólidos, en este caso el coche y todos sus elementos, cuando existe un movimiento relativo entre éstos y el fluido que los baña. Se observará qué importancia tienen la forma y geometría de algunas de las partes de un coche y, por lo tanto, cómo afectarán las corrientes de aire en función de éstas. Particularmente en este trabajo el fluido de estudio será el aire y el cuerpo de interacción el coche, más concretamente el alerón delantero.

En el mundo de la competición automovilística el desarrollo de la aerodinámica es probablemente el aspecto de la tecnología que mayor influencia ha tenido en el rendimiento de los coches, ya que sin duda el apoyo aerodinámico es el elemento más importante. Si nos sentamos un domingo a mirar una competición (como podría ser la F1), es razonable pensar que el equipo ganador es el que tiene el coche más rápido. Como consecuencia de ello pensamos que tiene el motor más potente, y queda claro que éste es un factor significativo para ser veloz. Sin embargo, existe otro punto de vista que se aproxima más a lo que pasa en realidad: el más rápido es el que más cerca se encuentra del límite, en otras palabras, el que menos y más tarde frena y, por ende, el que más rápido consigue pasar por curva y salir de ella. Los avances realizados en este campo y la introducción de nuevos elementos aerodinámicos (alerones, spoilers, difusores...) durante los últimos cuarenta años han ido poniendo cada vez más lejos este límite y logrando un paso por curva cada vez más rápido.

3.2. Historia

El primer intento conocido de montar un alerón en un coche fue llevado a cabo por un ingeniero suizo, Michael May, en un Porsche Spyder en el año 1956, pero los comisarios del circuito no le dejaron correr. A partir de ese momento, muchos ingenieros empezaron a experimentar. En primer lugar, se centraron en reducir la resistencia al avance, dando a las carrocerías las formas más afiladas posibles y diseñando coches cuanto más bajos mejor. Esto permitió unas velocidades punta más

altas en el paso por recta, pero para mejorar el global necesitarían mejorar en el paso por curva. En algunas de las categorías *sport* o turismos, construir un coche más bajo o afilado produjo el efecto contrario al apoyo aerodinámico: sustentación o efecto ascensional. Para resolver este grave problema empezaron a usarse los “*Spoilers*”, provocando una turbulencia en el flujo suave del aire acelerado por encima de la superficie del coche. No pasó mucho tiempo hasta que empezaron a aparecer los alerones en los turismos; el piloto e ingeniero Jim Hall fue el primero en correr con alerones con su Chaparral 2E en Bridgehampton, Nueva York. Así pues, se descubrió que a pesar de que las velocidades punta eran inferiores debido a la resistencia al avance provocada por el alerón, los tiempos por vuelta estaban disminuyendo. Esto sólo podía ser debido al incremento en las velocidades de paso por curva producidas por un mejor agarre al suelo; al fin se estaba empezando a generar el auténtico apoyo aerodinámico.

Era el comienzo de una revolución en lo referente a las prestaciones de los coches de carreras, y de manera casi inmediata la Formula 1 adoptó la idea y empezaron a verse los primeros alerones. Poco más tarde, a finales de los años 70, se dio lugar a otro gran avance cuando el ingeniero Peter Wright (que trabajaba en Lotus) introdujo el concepto de “efecto suelo” en la fórmula 1. El concepto es sencillo: se crean presiones bajas debajo del coche, de manera que éste intenta absorber el suelo y, por lo tanto, no quiere despegarse de éste. Entonces apareció Jim Hall con un Chaparral 2J con unas turbinas en la parte inferior del coche movidas por un motor exterior que succionaban el aire de debajo para crear esa depresión. Por otro lado, Wright y Chapman dieron un gran paso adelante viendo que era posible crear esa succión debajo del coche utilizando la velocidad del monoplaza, dándole una forma especial al “fondo plano”. De esta manera, empezó a darse importancia al flujo que pasaba por debajo, por lo que aparecieron los difusores, para que el flujo que salía por la parte trasera lo hiciera de la forma más eficaz posible.

Es así como el apoyo aerodinámico se establece como el factor más influyente en las prestaciones y el rendimiento de todos los coches de carreras. Desde entonces, diseñadores e ingenieros empezaron a trabajar con los fondos planos y difusores. También los alerones fueron estudiados más a fondo, lo que dio lugar a formas más complejas, pues empezaron a trabajar con las tres dimensiones y se introdujo el concepto del “control de flujo de aire”. Poco a poco se introdujeron cada vez más apéndices que ayudaban a aumentar la carga aerodinámica sin verse penalizados por la resistencia al aire. No obstante, existen otros factores que contribuyen a la mejora del rendimiento de los coches, como son los neumáticos. Éstos constituyen los 4 puntos de contacto entre el vehículo y el suelo, y nos limitan la cantidad de agarre o “*grip*” que el coche puede generar. Veremos más adelante cómo la aerodinámica y los neumáticos juegan de la mano un papel muy importante.

3.3. Fundamentos de la Mecánica de Fluidos

En este trabajo se estudiará el comportamiento dinámico de un alerón de un automóvil de competición, y eso implica el estudio de dos elementos que interaccionarán entre sí: un cuerpo, que será el alerón y el fluido, que es el aire. Es preciso, entonces, hacer una introducción de manera gradual en el mundo de la mecánica de fluidos para tener claros algunos conceptos que nos ayudaran a entender el desarrollo de este trabajo.

3.3.1. Tipos de fluidos

Existen dos tipos de fluidos principalmente: los gases y los líquidos. En este caso nos centraremos en el aire (gas). La gran característica de los fluidos es que no pueden resistir esfuerzos cortantes (τ) y esto implica que se deforman continuamente, en otras palabras, están en continuo movimiento y que, por lo tanto, no tienen una forma concreta, sino que se adaptan al medio. En este caso el flujo de aire fluiría recorriendo el coche desde el morro hasta la parte trasera, tomando la forma que éste tiene y manteniendo contacto físico en todos sus puntos. Por otro lado, veremos que este flujo de aire, formado por microscópicas partículas, golpea el coche transfiriéndole una cantidad de movimiento que traduciremos en fuerzas.

3.3.2. Propiedades

Hay una serie de propiedades del fluido que debemos conocer, pues son vitales para el estudio que se va a realizar.

- Presión: esfuerzo de compresión en un punto del fluido, son los gradientes (variaciones) de presión los causantes del movimiento.

$$P_{\text{ABS}} = P_{\text{ATM}} + P_{\text{MANO}} \text{ (estática o dinámica)}$$

- Temperatura: relacionada con el nivel de energía interna que el fluido tiene.
- Densidad: masa por unidad de volumen, si ésta es constante, significa que el fluido es incompresible.
- Viscosidad (μ): es una medida cuantitativa que determina la resistencia que opone el fluido a fluir, y está relacionada con la velocidad de deformación del fluido cuando se le aplica un esfuerzo cortante (τ).

$$\tau = \frac{\delta u}{\delta y} \mu$$

El aire es un fluido Newtoniano, esto implica que su viscosidad se mantiene constante a lo largo del tiempo, lo cual facilita el estudio.

3.3.3. Líneas de corriente, trayectorias y flujos

Nos referimos a las líneas de corriente como aquellas líneas imaginarias que muestran el camino recorrido por las partículas del fluido y, por lo tanto, todo punto de esta línea es tangente a su respectivo vector velocidad. Es una definición matemática que nos ayuda a modelizar el flujo.

La trayectoria es la línea que queda definida por la unión de todos los puntos por donde pasa una partícula del fluido con el paso del tiempo.

El flujo o línea fluida es formado por todo el conjunto de partículas que, en un instante de tiempo, forman una línea.

Podemos diferenciar entre un flujo en régimen permanente o estacionario cuando las condiciones externas y propiedades del flujo (velocidad, presión, densidad...) se mantienen constantes; sin embargo, si estas propiedades varían con el paso del tiempo, nos encontramos con un flujo en régimen transitorio.

3.3.4. Perfil de velocidades flujo y capa límite

Cuando un fluido viscoso fluye sobre cualquier tipo de superficie, la capa de fluido que está en contacto con la superficie se adhiere totalmente a ésta y, por lo tanto, tiene velocidad nula por condición de rozamiento. A medida que nos vamos alejando de la superficie vemos que las capas tienen velocidad cada vez mayor, puesto que hay menos fricción con la superficie. En la *figura 3-1* se representa el perfil de velocidades de un fluido en contacto con una superficie:



Figura 3-1. Capa límite. [1]

Esta frontera se denomina capa límite, y separa la zona de velocidades más cercanas del cuerpo (las cuales no podemos considerar constantes puesto que se ven perturbadas por la presencia del sólido) de la zona más alejada, donde sí consideramos la velocidad constante.

3.3.5. Tipo de flujo: laminar vs turbulento

Otra de las caracterizaciones importantes que hacer en este estudio es diferenciar con qué tipo de flujo estamos trabajando. Existen dos tipos de flujos: el laminar y el turbulento. Estos dos se diferencian porque en el flujo laminar las líneas de corriente son paralelas y las partículas se mueven de forma continua y ordenada en todo el tubo de corriente (imagen superior en la *figura 3-2*). Contrariamente, si las líneas de corriente están desordenadas y las partículas de aire viajan de forma errática, entonces hablamos de un flujo turbulento (imagen inferior en la *figura 3-2*).

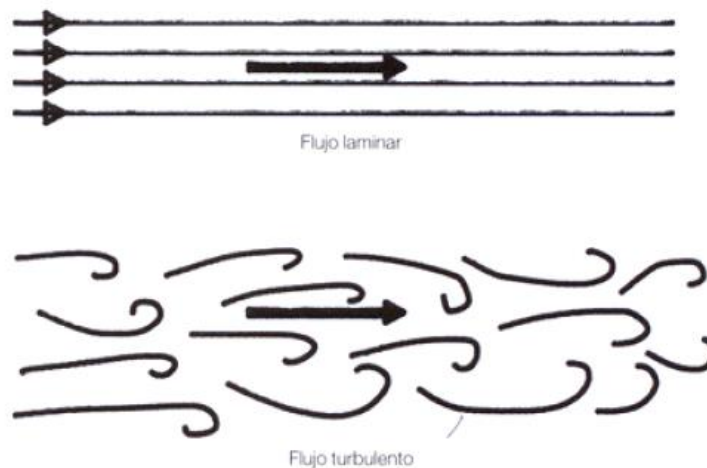


Figura 3-2. Flujo laminar i flujo turbulento. [1]

Uno de los grandes problemas de la aerodinámica es la turbulencia, dado que complica el estudio. Este fenómeno se debe a los gradientes de presión y a la velocidad que hay en torno a una superficie. Si las diferencias en las velocidades de las subcapas de la capa límite son pequeñas, éstas deslizan unas sobre las otras formando la capa límite laminar, que por lo general es el patrón que observaremos cuando el flujo de aire empieza a recorrer la superficie en cuestión, en este caso el ala. Pero si algo “molesta” a la capa límite, como por ejemplo una curvatura en la superficie, la capa límite puede verse afectada de manera que su grosor aumente y se vuelva turbulenta. A efectos prácticos, nos interesa conocer que una capa límite laminar crea menos superficie de rozamiento que una turbulenta, por lo tanto la resistencia es menor en laminar.

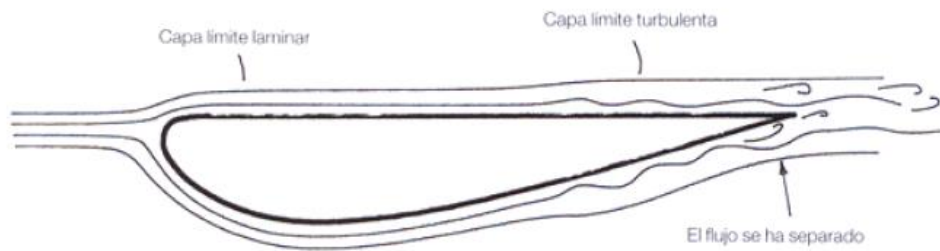


Figura 3-3. Transición de la capa límite laminar a turbulenta a lo largo del perfil alar. [1]

3.3.6. Número de Reynolds

Es un coeficiente adimensional de gran importancia cuando se trata de realizar estudio sobre fluidos newtonianos que nos ayuda a definir el comportamiento de nuestros flujos, es decir, determinar si se trata de flujo turbulento o laminar. El número de Reynolds viene dado por la siguiente expresión:

$$Re = \frac{(\rho \cdot v \cdot L)}{\mu}$$

Como podemos observar, éste depende de la densidad del fluido ρ , de la velocidad v , la longitud característica del objeto considerado L y la viscosidad del fluido de estudio μ . Para valores del número de Reynolds inferiores a un cierto valor crítico el flujo es considerado laminar mientras que para valores superiores será turbulento. Este valor crítico no es un valor fijo sino que dependerá de si se trata de un flujo externo o interno, además suele ser un rango de valores que corresponde a la llamada zona de transición entre el laminar i el turbulento.

3.3.7. Número de Mach

Se trata de otro parámetro adimensional que, en este caso, nos relaciona la velocidad del móvil de estudio con la velocidad del sonido. Se define como:

$$M = \frac{v}{V_{so}}$$

Donde v es la velocidad del móvil y V_{so} la velocidad del sonido. El valor que por regla general utilizamos para definir la velocidad del sonido son 340 m/s. Sin embargo, si somos más estrictos debemos considerar que la velocidad del sonido depende de la temperatura y que, por lo tanto, para una misma velocidad de móvil podemos tener diferentes Mach en función de la temperatura. La velocidad del sonido en función de la temperatura viene dada por la siguiente expresión:

$$V_{so} = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

Donde γ es la constante de dilatación adiabática y tiene valor 1,4 para el aire, R es la constante universal de los gases ($287 \frac{J}{kg \cdot K}$) y, por último, T (K) la temperatura. En función de estos dos parámetros, en número de Mach tomara un valor y partir de éste podremos clasificar varios regímenes de trabajo o tipos del túnel:

- Subsónico: para Mach inferior a 1 ($0 < M < 1$).
- Sónico: para Mach igual a 1 ($M = 1$).
- Supersónico: para Mach mayores que 1 ($M > 1$).

Por otra parte, el Mach nos ayuda a hacer otra clasificación que de cara al tipo de estudio que se realiza en este trabajo nos puede interesar más: nos permite determinar si se dan factores de compresibilidad o no, es decir, si la densidad del fluido se mantiene constante o varía, lo cual da lugar a la distinción de dos casos:

- Si existen fenómenos de compresibilidad para los valores de Mach > 0.3 , es decir, para velocidades superiores a 100 m/s, entonces nos encontramos en el caso en que la densidad del fluido sufre variaciones que hay que tener en cuenta.
- No existen factores de compresibilidad, o dicho de otra forma, nuestro fluido es incompresible ($\rho = \text{cte}$) para valores de Mach < 0.3 , es decir, todos aquellos casos en que la velocidad del fluido es inferior a 100 m/s.

Es importante conocer en qué condiciones trabaja el alerón, ya que debemos tenerlas en cuenta para la simulación. Veamos entonces en qué tipo de túnel nos encontramos y si existirán factores de compresibilidad o no. Primero, calcularemos la velocidad del sonido utilizando la ecuación mostrada anteriormente:

$$V_{so} = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} = \sqrt{(1,4 \cdot 287 \cdot (15 + 273))} = 340,17 \frac{m}{s}$$

Considerando una temperatura ambiente de unos 15 grados Celsius, el resultado que obtenemos para la velocidad del sonido es el 340 m/s. A continuación, calcularemos el Mach, tomando como velocidad del móvil 330 km/h, dejando así un gran margen ya que los monoplazas del World Series obtienen puntas de hasta 290 km/h:

$$M = \frac{v}{V_{so}} = \frac{91,6}{340,17} = 0,269$$

Por lo tanto, habiendo realizado estos cálculos podemos asegurar que trabajaremos en un régimen subsónico e incompresible.

3.4. Fuerzas Aerodinámicas

3.4.1. Origen de las fuerzas

Cualquier elemento que se mueve a través del aire se encuentra en contacto con un flujo externo constante y éste originará en el cuerpo las llamadas fuerzas aerodinámicas. En un proceso mecánico de transmisión de fuerzas entre dos sólidos éstas se transmiten y aplican por un punto de contacto. Pero en este caso un sólido interactúa con un fluido, el aire, y sus moléculas se ven en una constante distorsión, moviéndose alrededor de todo el sólido. Es por ello en este caso que no nos centramos en un punto de contacto, ya que son todos los puntos de contacto entre sólido y fluido por los cuales se originan las fuerzas. Estas fuerzas dependerán por parte del fluido, de su viscosidad y de su compresibilidad. Por otro lado, hay factores del coche que también influirán, como son la rugosidad de éste y la velocidad relativa entre el fluido y el coche. Las dos componentes que forman la fuerza aerodinámica son la resistencia al avance (*drag*) en la dirección horizontal y la sustentación negativa (*downforce*) en la dirección vertical. Podemos expresar estas fuerzas de la siguiente forma vectorial:

$$\vec{F} = \vec{F_z} + \vec{Ra}$$

Donde F es la fuerza total aerodinámica, F_z es la componente vertical de la fuerza (sustentación negativa o *downforce*) y por último Ra que es la componente horizontal (Resistencia al avance o *drag*). A continuación se estudiará cómo se originan estas fuerzas, de qué factores y parámetros dependen y cómo interaccionan éstas en el caso de un perfil alar invertido, en otras palabras, con el alerón.

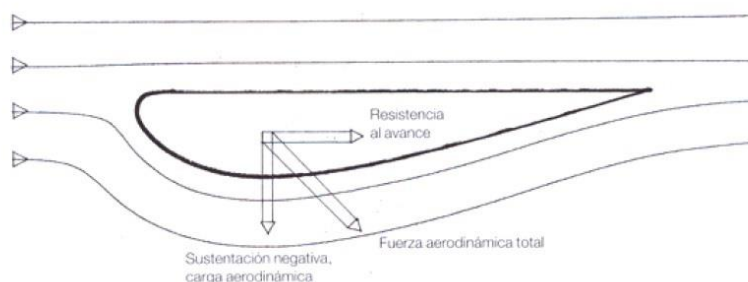


Figura 3-4. Representación de las dos componentes de la fuerza aerodinámica. [1]

3.4.2. Carga aerodinámica o *Downforce*

El *downforce* es la componente vertical de la fuerza aerodinámica y es la que, en la mayoría de casos, es interesante poder maximizar. De entre varias teorías que hablan sobre este fenómeno, las más usada y sencilla, tanto de explicar como de entender, es que esta fuerza es provocada por la diferencia de presiones entre los perfiles superior e inferior debido a la forma del ala.

Para poder explicar mejor cómo se crean estas fuerzas tenemos que recurrir a tres principios básicos de la mecánica de fluidos: Teorema de Bernoulli, la Ecuación de continuidad y el “efecto Venturi”, que se deriva de los citados anteriormente.

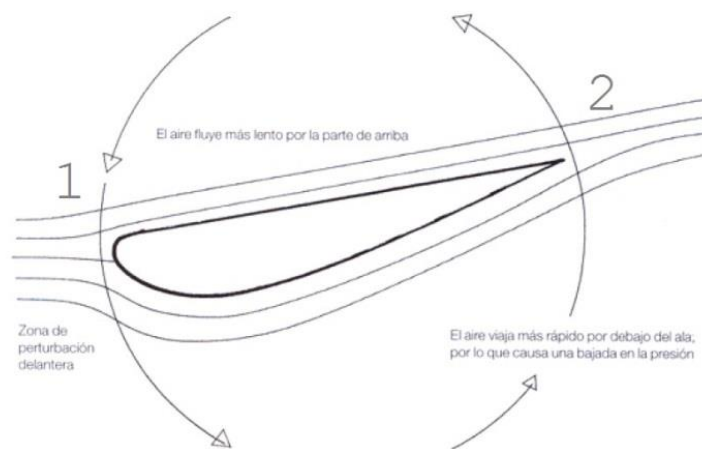


Figura 3-5. Representación de cómo se crea la carga aerodinámica. [1]

Si se observa la *figura 3-5* podemos apreciar que el flujo de aire se divide y toma dos caminos distintos: por arriba o por debajo, para viajar del punto inicial (1), al final (2). La cantidad de flujo que se desplaza por el camino inferior tiene que recorrer más distancia en el mismo tiempo, en otras palabras, el flujo se acelera, con lo cual la velocidad incrementa. Este incremento de la velocidad hace que la presión local disminuya. Este fenómeno es explicado por el Teorema de Bernoulli, que demuestra que para un fluido ideal la energía total permanece constante a lo largo de la línea de corriente y se describe mediante la siguiente ecuación:

$$\frac{P}{\rho \cdot g} + \frac{1}{2g} \cdot v^2 + z = K \text{ (cte)}$$

Donde v es la velocidad en m/s, P (Pa) es la presión manométrica en un punto, g es la aceleración de la gravedad ($9,8 \text{ m/s}^2$), ρ la densidad en kg/m^3 y z (m) es la altura del punto en cuestión. Como el aire es un fluido ideal e incompresible para valores de Mach inferiores a 0.3, con la demostración

realizada anteriormente (véase en *apartado 4.3.7*) podemos considerar el teorema como válido y aplicable. Esta fórmula puede traducirse y simplificarse en la siguiente:

$$P_{\text{dinámica}} + P_{\text{estática}} = K \text{ (cte)}$$

Y, como ya se ha dicho anteriormente, si la velocidad aumenta la presión disminuye y viceversa.

La Ecuación de continuidad nos describe el comportamiento del flujo para un conducto o volumen de control cerrado, es decir, sin ninguna fuente o sumidero más allá de los establecidos como entrada y salida de este volumen, el caudal de entrada será el mismo que el de salida. La ecuación queda representada por la siguiente expresión:

$$\rho \cdot v \cdot A \text{ (de la entrada)} = \rho' \cdot v' \cdot A' \text{ (de la salida)}$$

Donde ρ y ρ' (kg/m^3) son las densidades de entrada y salida, A y A' (m^2) son las áreas de entrada y salida, y por último v y v' (m/s) son las velocidades en la entrada y salida del volumen de control. Podemos observar, entonces, que para un fluido incompresible con densidad constante como es nuestro caso, si el área del conducto aumentara, la velocidad disminuiría, puesto que son inversamente proporcionales.

Y, por último, el “efecto Venturi” que es explicado mediante los dos anteriores: el Bernoulli y la ecuación de continuidad y describe la siguiente situación:

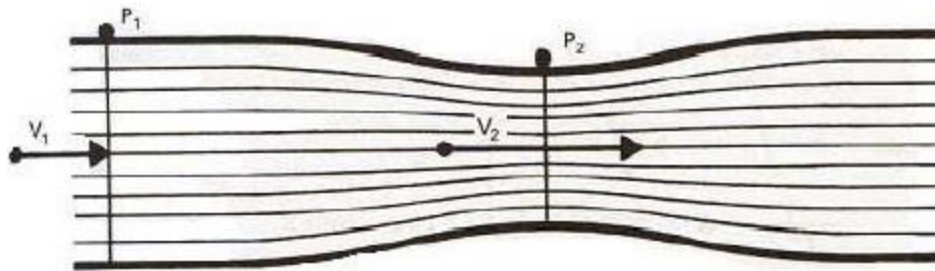


Figura 3-6. Esquema del tubo de Venturi. [1]

En la *figura 3-6* ocurre exactamente lo mismo que en el alerón, tenemos una presión en el punto uno (**P1**) y una velocidad (**V1**) iniciales. Ahora, si nos fijamos en el punto dos el área del conducto se ve reducida y, como hemos visto por la ecuación de la continuidad, esto hará que la velocidad en el punto dos incremente, haciendo que $V(2) > V(1)$. Por otro lado, y como hemos visto en el Bernoulli, este incremento de la velocidad en el punto 2 hará que la presión en este punto dos

disminuya. La siguiente imagen nos muestra cómo se da el “*efecto Venturi*” en la parte inferior del ala:

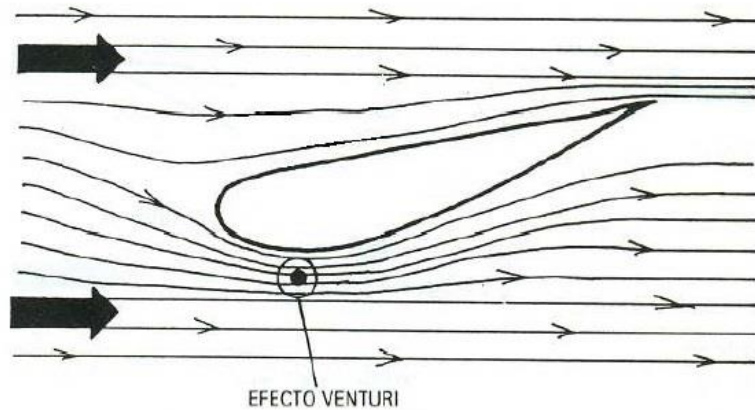


Figura 3-7. Representación del “Efecto Venturi” en un perfil alar. [1]

Cogiendo un volumen de control cerrado donde se encontrará el alerón podemos observar cómo la parte inferior el área por la que pasa el flujo de aire se ve reducida, por lo tanto, atendiendo a lo explicado anteriormente, la velocidad de flujo en la parte inferior aumenta. A su vez, este incremento de velocidad provoca una disminución de la presión en la parte inferior. Sin embargo, en la parte superior tenemos presiones con valor mayor. Es esta diferencia o gradiente de presiones lo que crea un efecto de succión del ala hacia abajo o sustentación negativa, más conocida como carga aerodinámica o *downforce*.

3.4.3. Resistencia al avance

Es la componente horizontal de la fuerza aerodinámica y, como su propio nombre indica, su función es impedir que un objeto avance a través del aire. No tiene mucha complicación; el viento relativo va en un sentido, el alerón en el otro y éste se opone a su movimiento. Esta resistencia al avance dependerá de la forma del cuerpo, y lo que buscaremos es minimizarla todo lo que podamos. La fuerza de resistencia al avance tiene dos componentes principales: el componente de presión (Resistencia de presión, F_p) y el componente de fricción (Resistencia de superficie, F_f).

$$R_a = F_p + F_f$$

Dentro de la **resistencia de superficie** (F_f) podemos distinguir dos tipos:

- Resistencia de forma: es la resistencia al avance producido por la forma que tiene el objeto. Cuando un vehículo avanza por la carretera tienen que apartar de su camino una cantidad importante de aire para poder hacerlo. Las partículas que forman la masa de aire

situada frente a él colisionan, en mayor o menor medida dependiendo de su geometría contra su superficie, reduciendo así su velocidad y obligando al motor a crear más potencia para conseguir ganar esa velocidad perdida. Hay cuerpos que sólo por su forma ya crean más resistencia de forma, esto podemos verlo en la siguiente imagen, donde resulta bastante intuitivo ver cuál de los dos objetos es más aerodinámico.

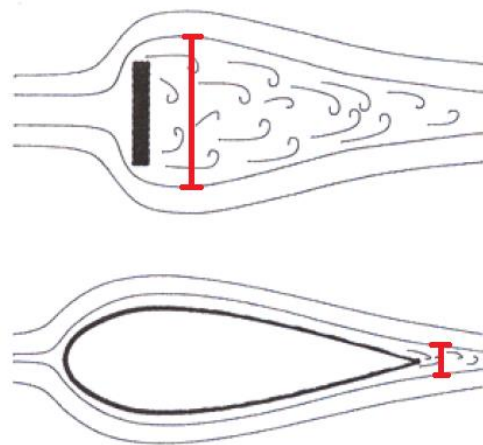


Figura 3-8. Representación de las diferentes estelas a causa de la diferencia de forma. [1]

- La resistencia por fricción, a su vez, dependerá fundamentalmente de dos factores. Por un lado, de la rugosidad que presenta la superficie en cuestión, de manera que si éstas están lisas y bien pulidas su resistencia por fricción será menor. Por otro lado, influirá también la viscosidad del aire.

En cuanto a la **resistencia por presión** (F_p), se denomina resistencia de presión a la resistencia al avance producido sobre los objetos inmersos en un fluido al generarse un diferencial de presiones entre una zona de alta presión situada en la parte frontal (presión de estancamiento o presión máxima), y una zona de baja presión que se produce en la parte posterior cuando el flujo se separa del objeto (succión de cola o resistencia de remolino). En la zona frontal es donde las partículas de aire inciden todas contra el cuerpo, chocan unas detrás de otras creando así esta zona de presión máxima y, por lo tanto, donde la velocidad es nula. Si vamos al otro extremo, en la parte trasera la succión de cola se produce cuando el aire no es capaz de llenar y ocupar ordenadamente el espacio que existe por detrás de los objetos que ofrecen gran resistencia aerodinámica. Este fenómeno origina un vacío en la parte trasera, y esta última intenta absorber el aire situado en su entorno cercano para poder igualar las presiones, originando así un remolino de aire y, sobre todo, resistencia. Si nos fijamos en la imagen anterior, vemos como la succión de cola en la figura superior es mucho mayor que la que se encuentra debajo, por lo tanto la de arriba opondrá mucha más resistencia.

En este caso, crear una depresión es perjudicial y siempre que el vehículo esté en movimiento mantendrá esa zona de bajas presiones detrás, nunca conseguirá anularla salvo que se detenga. La resistencia por presión es mucho más influyente que la de superficie en el global de resistencia al avance total. Por lo tanto, la succión de cola será un aspecto fundamental a tener en cuenta en el diseño de todos los apéndices aerodinámicos del vehículo; nuestro objetivo siempre será reducir al máximo el efecto de la succión de cola.

3.4.4. Los coeficientes C_x y C_z y cálculo de las fuerzas

Estos dos coeficientes, el coeficiente de resistencia al avance (C_x) y el coeficiente de sustentación (C_z), son las medidas relativas de cuánta resistencia al avance y cuánta carga aerodinámica, respectivamente, es capaz de generar un cuerpo y, por lo tanto, son los parámetros a partir de los cuales nos guiaremos para determinar la eficiencia o rendimiento de un alerón y poder compararlos entre ellos. Estos coeficientes son valores constantes para un cuerpo, mientras que las fuerzas (*drag* y *downforce*) que genera este cuerpo varían según la velocidad, el coeficiente se mantendrá constante, por eso no tiene sentido hablar de fuerzas. Ambos son parámetros adimensionales y por lo tanto no tienen una magnitud física correspondiente que podamos medir, además no existe ningún instrumento a partir del cual podamos cuantificar su valor. En este trabajo se estimará el valor de estos coeficientes y se hará un estudio completo del perfil alar a partir de las simulaciones realizadas con el software ANSYS Fluent.

3.4.4.1. Carga aerodinámica o *downforce* (C_z)

El *downforce* o *carga aerodinámica*, que es la fuerza que empuja el coche contra el suelo, se calcula a partir de la siguiente expresión:

$$F_z = C_z \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A$$

Observamos pues que la carga aerodinámica va a depender de muchos factores por los cuales se puede ver modificada:

- El C_z es el coeficiente de sustentación y cuanto más alto sea su valor, mayor carga aerodinámica tendremos. Éste, a su vez, dependerá de la forma del perfil y el ángulo de ataque del ala (α).
- La densidad, ρ en kg/m^3 , que depende de la altura. A menor altura, mayor densidad y por consiguiente mayor carga aerodinámica. De todas formas en este caso nos encontramos en régimen incompresible y a alturas bajas por lo que la densidad se mantendrá constante.
- La velocidad, v en m/s , observemos que la velocidad va a ser un parámetro que variará constantemente, por lo tanto es fácil interpretar que las fuerzas no van a ser constantes.

- La superficie alar A (m^2) es el área que está en contacto con el flujo de aire.

Como se ha dicho, el coeficiente de sustentación (C_z) depende del perfil y del ángulo de ataque. En la siguiente figura se muestra para un perfil concreto la gráfica C_z – ángulo de ataque (α):

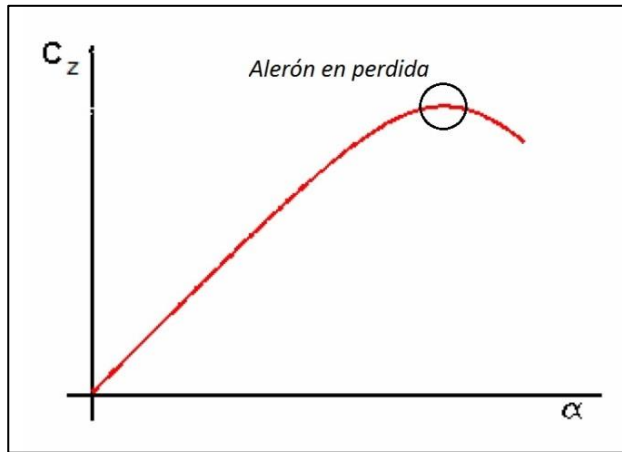


Figura 3-9. Gráfico del coeficiente de C_z en función del ángulo de ataque (α). [4]

Observamos una primera zona lineal donde, a medida que el ángulo aumenta, el C_z también lo hace hasta llegar al punto en que el alerón entra en “pérdida”; es la zona donde se desprende la capa límite. Una vez cruzado este punto, observamos que a pesar de que el ángulo de ataque aumenta, el C_z desciende ya que el flujo de aire no es capaz de seguir el contorno del perfil.

3.4.4.2. Resistencia al avance o *drag* (C_x)

La resistencia al avance o *drag*, que es la fuerza que se opone al movimiento del monoplaza, y se calcula mediante la siguiente expresión:

$$F_x = C_x \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A$$

Observamos que en la resistencia al avance, la densidad ρ (kg/m^3), la velocidad v (m/s) y la superficie alar A (m^2) influyen de la misma manera en la resistencia al avance que en el *downforce*. Pero contrariamente, aquí lo que nos interesa es dar con un coeficiente de resistencia C_x lo más pequeño posible. El coeficiente de resistencia al avance (C_x) es uno de los más importantes a la hora de diseñar cualquiera de los apéndices aerodinámico que compondrán la carrocería del monoplaza. El valor de este coeficiente depende de la resistencia de forma y la fricción y es el valor principal del cual dependerá la resistencia al avance de un cuerpo. En muchos casos, de manera intuitiva es sencillo determinar entre dos cuerpos cuál de ellos es más aerodinámico por su forma. A continuación se muestran algunas de las formas más típicas, todas con la misma superficie frontal, con su valor de C_x correspondiente:










Shape		Drag Coefficient
Sphere		0.47
Half-sphere		0.42
Cone		0.50
Cube		1.05
Angled Cube		0.80
Long Cylinder		0.82
Short Cylinder		1.15
Streamlined Body		0.04
Streamlined Half-body		0.09
Measured Drag Coefficients		

Figura 3-10. Representación de algunas formas con su correspondiente valor de coeficiente de resistencia al avance. [3]

Sin embargo, existen más factores que influirán en el valor del coeficiente de resistencia al avance, como por ejemplo el ángulo de ataque. Seguidamente se muestra un gráfico C_x – ángulo de ataque (α):

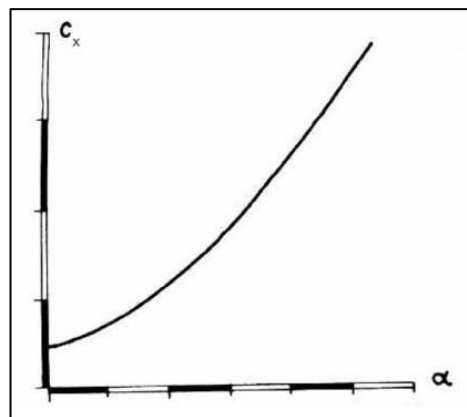


Figura 3-11. Gráfico del coeficiente de C_x en función del ángulo de ataque (α). [4]

En el gráfico se puede observar como el coeficiente de resistencia al avance (C_x) aumenta si aumentamos el ángulo de ataque. Vemos que el gráfico siempre es creciente y que no llega a ningún punto crítico como en el gráfico representado en la figura 3-9.

Hemos visto en el apartado anterior, explicado de manera más extensa, que la resistencia al avance

que ofrece un cuerpo dependía básicamente de su propia geometría y de la fricción con el aire, esta es la “resistencia parásita”, que aumenta cuando la velocidad lo hace. Pero en el momento en el que un cuerpo está generando sustentación o *downforce*, se genera una nueva componente de resistencia denominada “resistencia inducida”; contrariamente ésta disminuye con el aumento de la velocidad. La resistencia total es la suma de estas dos (véase el siguiente gráfico resistencia – velocidad):

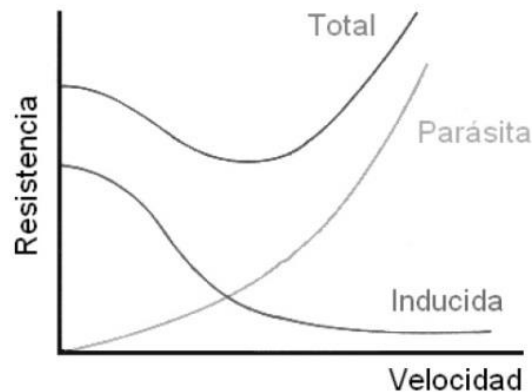


Figura 3-12. Gráfico de las resistencias parásita, inducida y total en función de la velocidad. [4]

3.4.5. Eficiencia aerodinámica

Se denomina eficiencia aerodinámica a la relación entre el coeficiente de sustentación C_z y el coeficiente de resistencia al avance C_x .

$$f = \frac{C_z}{C_x} = \frac{F_z}{F_x}$$

Donde C_z y C_x son los coeficientes de carga aerodinámica y resistencia al avance respectivamente, y F_z y F_x , en N, las fuerzas correspondientes a la carga aerodinámica y a la resistencia al avance generadas por el sólido. El principal objetivo a la hora de diseñar un apéndice aerodinámico como un alerón es poder generar la máxima carga aerodinámica a costa de producir la menor cantidad de resistencia al avance posible, en otras palabras, maximizar la eficiencia.

3.4.6. Carga aerodinámica traducida al agarre

El motivo por el que es tan importante la generación de carga aerodinámica es porque ésta es directamente proporcional al agarre del coche sobre la pista. El coche se adhiere a la superficie mediante los cuatro puntos de contacto generados entre la pista y el neumático, donde se produce una fuerza de rozamiento que viene expresada por la siguiente ecuación:

$$Fr = \mu \cdot N$$

Donde Fr se corresponde con la fuerza de rozamiento generada entre neumático y pista, la μ es el coeficiente de rozamiento (que depende únicamente de la pista y el neumático) y, por último, la N , que es la fuerza normal generada por la superficie sobre los neumáticos por el “Principio de acción y reacción”, a causa del peso del monoplaça.

El hecho de generar carga aerodinámica no deja de ser una generación de peso ficticio, que se traduce en un aumento de fuerza normal, lo que a su vez acabará generando una mayor fuerza de rozamiento oído comúnmente como “mayor agarre”. Este fenómeno es muy importante en momentos como el paso por curva o la frenada.

4. EL ALERÓN DELANTERO

Es uno de los elementos aerodinámicos principales en un monopla de carreras que, junto a los demás elementos, se encarga de crear carga aerodinámica cuando el aire pasa a través de él, intentando evitar siempre que se genere demasiada resistencia al avance. Concretamente, el alerón delantero de un monopla supone entre un 20% i un 30% de la carga aerodinámica total generada por todos los apéndices aerodinámicos. Éste es especialmente importante porque es el primer elemento en entrar en contacto con el flujo de aire y tiene la responsabilidad de reconducir bien el flujo para que interaccione de manera correcta con el resto de componentes. En cada uno de los extremos del alerón están fijadas las derivas o “*endplates*” que, aparte de no revelar cuál es el perfil alar, tiene más funciones. Una de sus funciones es reducir la resistencia al avance producida por el propio alerón, a causa de la diferencia de presiones el aire tiende a ir de la parte superior a la parte inferior por el lateral del alerón, creando una recirculación que tendría un efecto negativo, este fenómeno es evitado con las derivas como podemos ver en la *figura 4-1*.

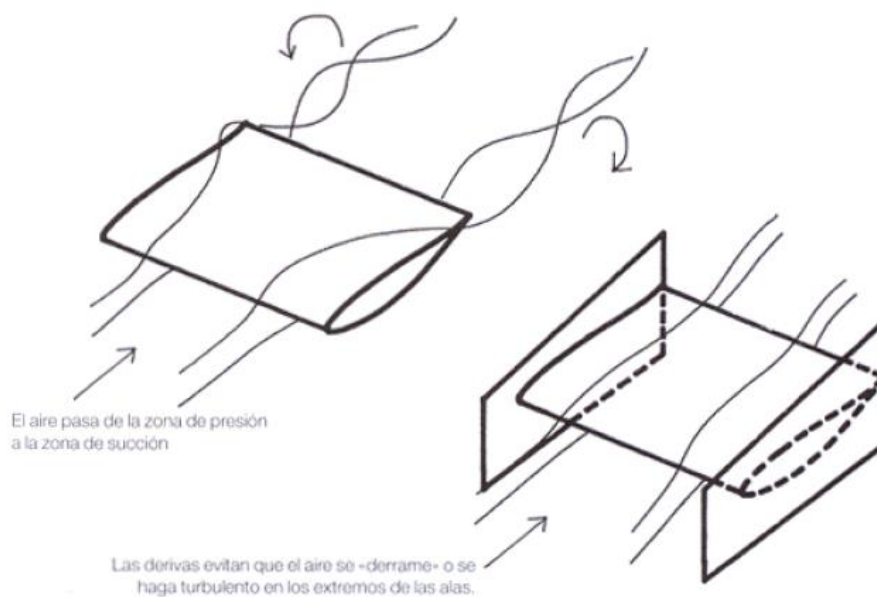


Figura 4-1. Efecto de las derivas o “endplates”. [1]

En la imagen superior, alerón sin derivas, vemos cómo el aire tiende a recircular de la zona de presión a la de succión. Sin embargo, en la imagen inferior, alerón con derivas, vemos cómo éstas evitan tanto la recirculación como que el flujo se haga turbulento en los extremos del ala. La siguiente función no es más que la de redirigir el flujo para que, como ha sido comentado anteriormente, éste interaccione de forma correcta con los demás apéndices posteriores.

Hoy en día, la mayoría de alerones tienen la posibilidad de variar el ángulo de incidencia, ya que en función del circuito en el que se encuentren las configuraciones variaran; no todos los circuitos tienen la misma exigencia en cuanto a carga aerodinámica requerida.

4.1. El perfil alar y sus componentes

El perfil alar corresponde a la sección transversal de un ala que en este caso corresponde al objeto de estudio. Existen muchos tipos de perfiles con infinidad de formas distintas en función del uso que se le quiera dar. Sin embargo, hay una serie de parámetros que los caracterizan y debemos tener en cuenta para trabajar con ellos:

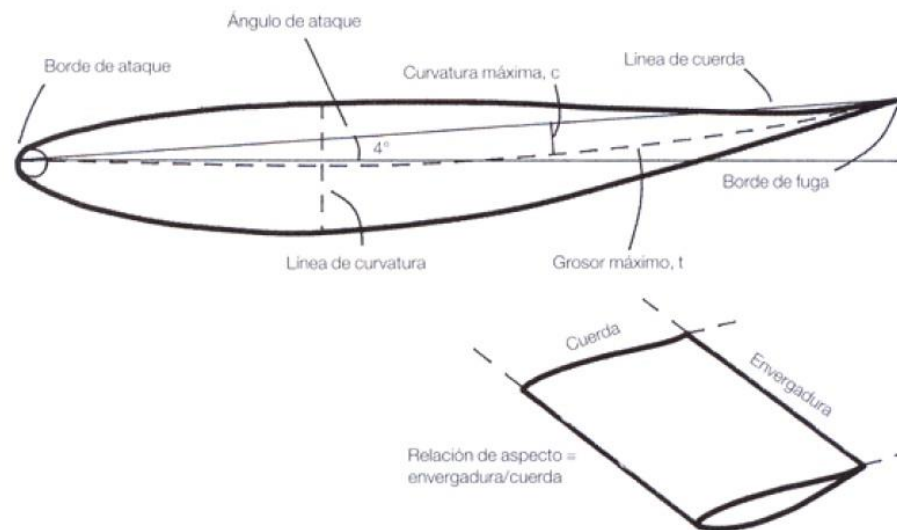


Figura 4-2. Terminología del perfil alar. [1]

- El borde de ataque (BA) se corresponde con la parte delantera del ala y normalmente tiene una forma radial.
- El borde de fuga o salida (BF), que se encuentra justo en la parte trasera del ala y suele tener una forma más afilada.
- La línea de cuerda es la línea recta que une los puntos BA y BF, con lo que la longitud que separa estos dos puntos se corresponde con la dimensión de la cuerda.
- El extradós es la curvatura superior que va de BA a BF.
- El intradós, al contrario, es la curvatura que va de BA a BF por la parte inferior.
- La línea de curvatura media es la línea discontinua entre el extradós e intradós, que va de BA a BF y equidista de cada una de estas dos.

4.1.1. El ángulo de ataque

El ángulo de ataque es otro parámetro muy importante a tener en cuenta, por no decir el que más, ya en este trabajo no se diseñará ningún perfil y será uno de los parámetros con el que tendremos que trabajar. Este ángulo queda definido como el ángulo formado por la cuerda del perfil y la dirección del aire libre. En el caso del automovilismo no tiene sentido hablar de ángulos de ataque positivo, ya que producen el efecto de la sustentación positiva, por lo tanto nos moveremos en valores de ángulo de ataque negativos para crear carga aerodinámica. Si partimos desde un ángulo 0 y lo vamos incrementando, hablando en valores absolutos, como norma iremos obteniendo valores de C_x cada vez mayores. No obstante, existe un cierto ángulo de ataque máximo, superado ese ángulo la capa de aire puede desviarse por el *lado de succión* (parte inferior) del ala. En ese caso, el aire en vez de fluir suavemente se volvería muy inestable y se separaría de la superficie del alerón, de manera que éste entra en lo que se conoce como “*pérdida*”. En este estado el alerón deja de proporcionar carga aerodinámica de manera inmediata y aumenta su resistencia al avance, por lo tanto podemos ver que es un parámetro con el que debemos tener cuidado.

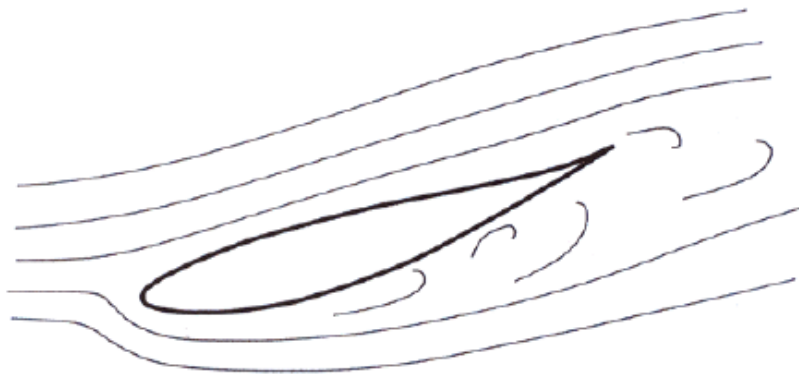


Figura 4-3. Representación de un ala en "pérdida". [1]

4.1.2. Centro de presiones

El centro de presiones se define como el punto teórico en el que actúan las fuerzas aerodinámicas sobre un alerón, en el cual no se haya un par o momento incidente. Este punto resulta de la suma total de la distribución de presiones sobre todo el alerón, es decir, tanto en su parte superior como en la inferior. Tal y como se ha explicado anteriormente, la funcionalidad del alerón es la de generar carga aerodinámica a partir de crear un gradiente de presiones. El objetivo con dicha forma es reducir la presión en el “*lado de succión*” (parte inferior) y aumentar la presión en el “*lado de presión*” (parte superior) de manera que la fuerza resultante en el centro de presiones es la siguiente:

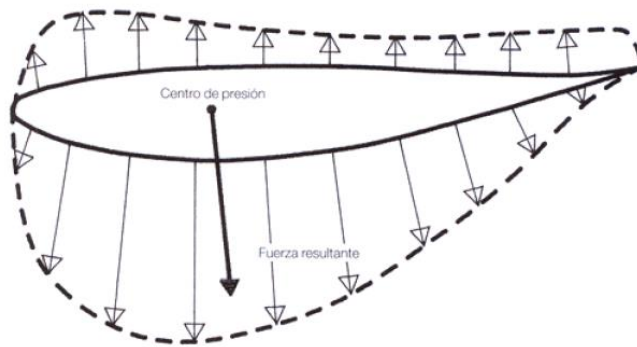


Figura 4-4. Representación de la distribución de presiones. [1]

4.2. Criterios de diseño

Como se ha explicado anteriormente, los principios básicos para la creación de carga aerodinámica parten de la premisa de que para un mayor ángulo de ataque se obtiene mayor carga aerodinámica. Sin embargo, existen otros factores influyentes en los niveles de carga aerodinámica que podemos determinar en el diseño del perfil.

4.2.1. La relación de aspecto

La relación de aspecto o “*aspect ratio*” (AR) en un alerón es uno de los aspectos más importantes a tener en cuenta, puesto que está directamente relacionado con la eficiencia. Ésta es la relación de la envergadura del alerón entre la cuerda y cuanto más alta es, mejor es su eficiencia.

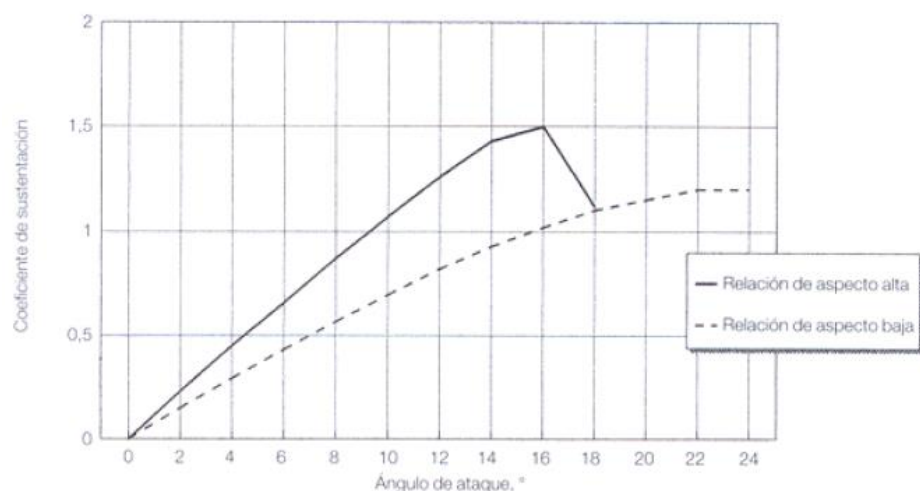


Figura 4-5. Gráfico del Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para distintas relaciones de aspecto. [1]

4.2.2. El grosor del perfil

Tal y como se muestra en la *figura 4-2*, correspondiente al perfil alar, el grosor máximo es representado en dicha imagen con la letra **t** y se expresa como un porcentaje de la dimensión de la cuerda. En el caso concreto del perfil estudiado en este trabajo, su cuerda (**c**) es de 230 mm; si por ejemplo la relación de grosor establecida es $t = 0,10\ c$, el grosor máximo de este perfil concreto es de $t = 230 \times 0,10 = 23\text{ mm}$. El grosor, **t**, afecta directamente a la carga aerodinámica generada por el perfil, según este aumenta hasta aproximadamente un 12%, el ángulo de entrada en pérdida se retrasa permitiendo así una mayor carga aerodinámica. Existen casos en los que el grosor supera ese teórico 12% y es entonces cuando el estado de pérdida se ve modificado ligeramente. Veamos esto con un ejemplo: si se trabaja con dos perfiles distintos, un NACA 2410 frente a un NACA 2418, con un 10% de grosor y un 18% respectivamente y se representan sus gráficas C_z en función del ángulo de ataque (α), obtenemos lo siguiente:

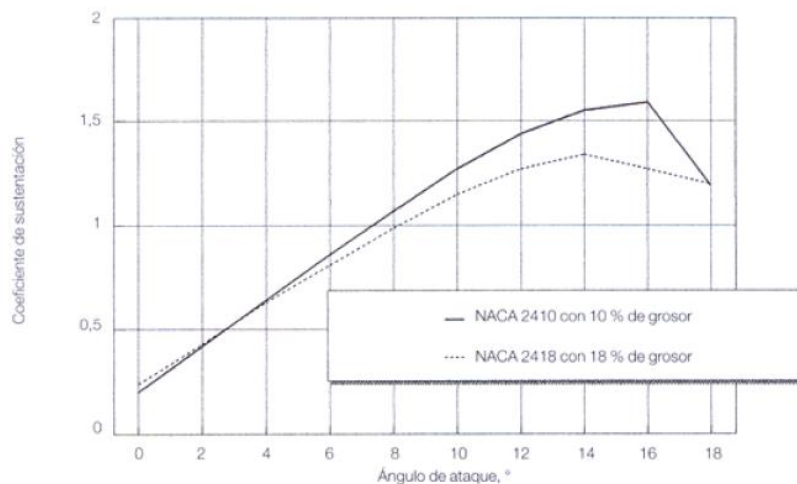


Figura 4-6. Gráfica del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para grosores distintos. [1]

En la *figura 4-6* se puede observar cómo el aumento del grosor tiende a provocar una pérdida más suave.

4.2.3. La curvatura

Dentro de la gran variedad de perfiles alares que existen con infinitud de posibilidades geométricas, se pueden diferenciar dos grandes tipos: la sección de un ala puede ser simétrica o asimétrica. Si se trata del segundo caso, hablamos de un perfil con curvatura. Por lo general, en el mundo de la competición de automóviles, los perfiles alares de dichos alerones son con curvatura, hecho que permite generar más carga aerodinámica para un determinado ángulo. Los perfiles con curvatura

generan carga aerodinámica con un ángulo de ataque de 0° o incluso con valores negativos. Por otro lado, si se trata de un alerón simétrico, no sorprende que en un ángulo 0° no produzca ningún tipo de carga. Sin embargo, el ala curvada podría entrar en pérdida con un ángulo menor que la simétrica.

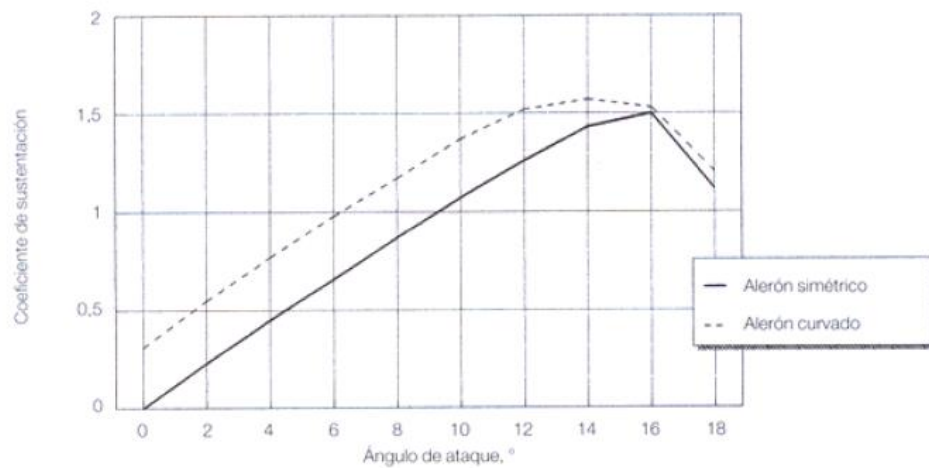


Figura 4-7. Gráfico del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para alerón simétrico y asimétrico. [1]

5. SIMULACIÓN DEL PERFIL EN 2D

Se precisa la utilización de al menos dos programas: un programa de diseño para ordenador (CAD, *Computer Aided Design*) y un simulador computacional de fluidos (CFD, *Computational Fluid Dynamics*). En este trabajo han sido utilizados el *Solid Works* (*Dassault Systems*) y el *Fluent* (*ANSYS*).

Tanto para extraer el perfil alar (con el *Solid Works*), como para realizar las simulaciones (con el *Fluent*) se han consultado distintos tutoriales didácticos, ya que para llevar a cabo este proyecto se precisa un nivel conocimiento avanzado para ambos programas.

En esta sección se explica detalladamente la dinámica con la que se ha procedido a crear y simular cada uno de los perfiles, junto con todos los pasos que se han seguido hasta dar con los datos concluyentes, desde la creación de la geometría hasta la simulación.

5.1. Obtención de la geometría del perfil

Para la obtención del perfil se ha utilizado el *software* de diseño CAD de *SolidWorks*. A partir de un plano en tres dimensiones (3D) del alerón completo del *World Series*, mediante un corte por sección se puede extraer el perfil como entidad. Una vez hemos realizado esta operación, si abrimos un croquis nuevo podemos copiar nuestro dibujo, en dos dimensiones (2D), correspondiente al perfil alar, y fijando las curvaturas evitaremos que al angular el perfil, éste se deforme. Es muy importante que las redondeces del dibujo queden bien definidas, en el caso de la opción de unión de muchos puntos por rectas podrían obtenerse resultados, en la simulación, erróneos, si la cantidad de puntos es insuficiente.

A partir de una línea constructiva correspondiente a la cuerda del alerón, fijamos su longitud y podremos cambiar el ángulo de ataque según conveniencia como se muestra en la *figura 5-1*.

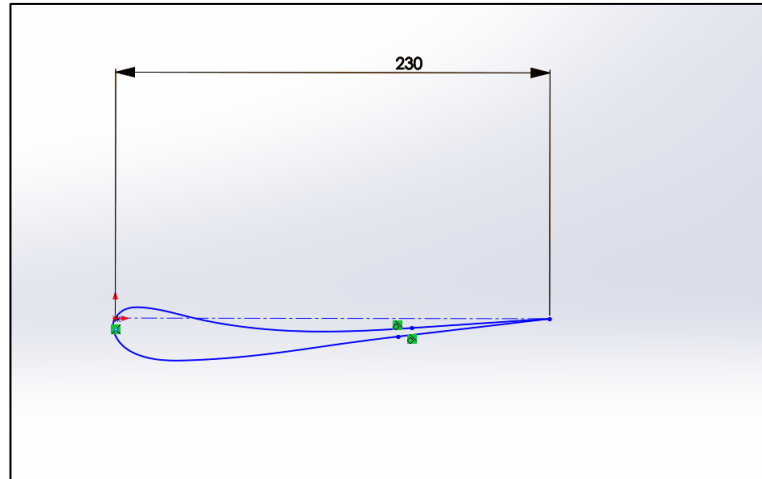


Figura 5-1. Croquis del perfil alar con ángulo de 0° creado con SolidWorks.

Una vez obtenido este croquis, se procede a ir variando el ángulo de la cuerda según conveniencia hasta tener todos los croquis de todos los ángulos que vamos a simular. Por lo tanto, las simulaciones van a ser en todos los casos con una dirección de flujo horizontal en el eje X y lo que variará es el ángulo de ataque. De todos modos, este proceso podría hacerse a la inversa, de manera que para un mismo ángulo, variaría la dirección del flujo.

Obtenidos ya todos los croquis con los diferentes ángulos de incidencia el paso siguiente es, a partir de cada uno de estos croquis, crear una superficie como la mostrada en la *figura 5-2*, que representará el volumen de control donde realizar la simulación. Una vez obtenidas todas y cada una de las superficies, ya podemos proceder con cada una de las simulaciones.



Figura 5-2. Superficie correspondiente al ángulo 0°

5.2. ANSYS Fluent

El software *ANSYS Fluent* es considerado uno de los programas CFD más potente para el análisis y estudio de los fenómenos relacionados con el flujo de un fluido. Existen otros softwares de CFD, pero se ha escogido este en concreto porque ya se había trabajado anteriormente con él. En esta parte del documento está detallado todo el proceso de realización de cada una de las simulaciones.

Se ha creado un proyecto independiente de trabajo para cada una de las simulaciones realizadas para todos los ángulos de incidencia a estudiar.

5.2.1. Pre-proceso

Al iniciar el programa y abrir un nuevo proyecto nos encontramos con un interfaz como el mostrado en la siguiente figura:

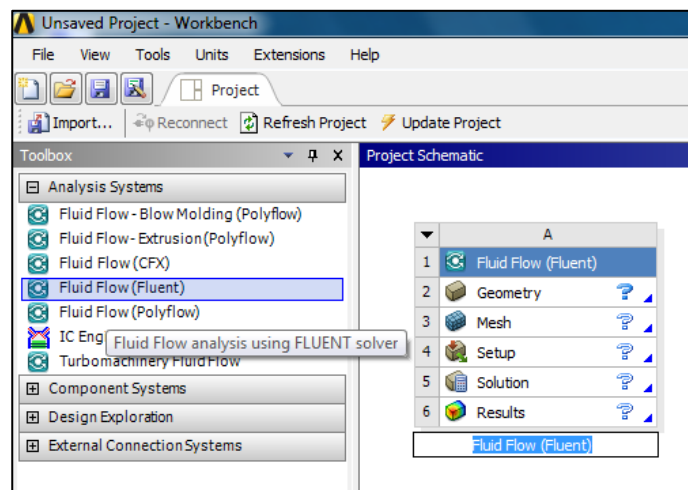


Figura 5-3. Interfaz principal del Fluent Workbench

Lo primero es seleccionar de entre de todas las opciones de simulación la deseada, concretamente en este estudio se utiliza la opción *Fluid Flow (Fluent)*.

El siguiente paso, como podemos observar en la imagen anterior, es crear un modelo geométrico en el que se debe representar el volumen de control donde el flujo de aire interaccionará con el sólido. Realizando doble *click* en *geometry*, entramos en la venta del *Design Modeler*, mostrado en la figura 5-4.

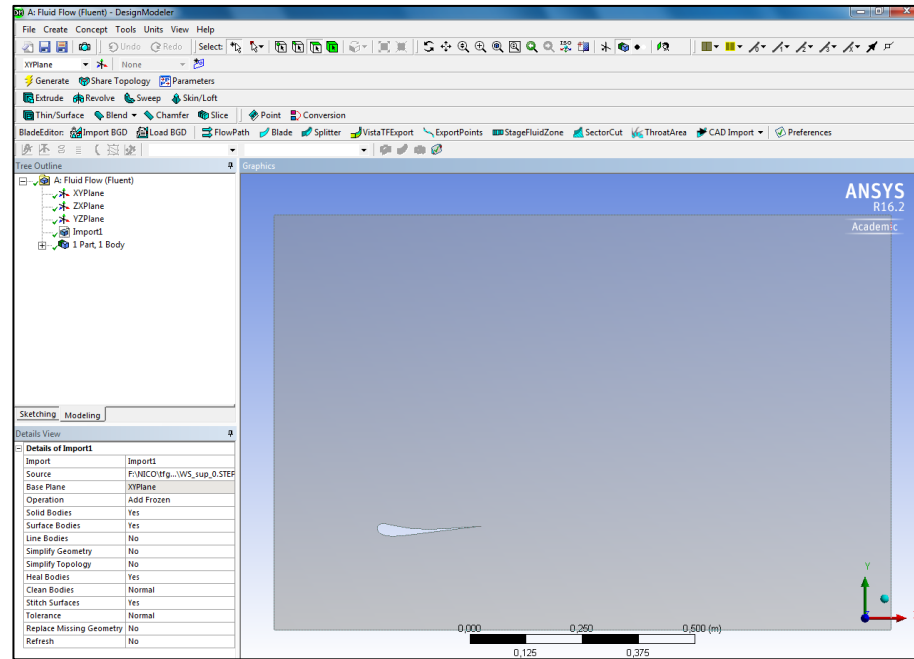


Figura 5-4. Interfaz del Design Modeler dónde se genera la superficie que se va a simular.

El programa ofrece tanto la opción de construir la geometría como la de poder importarla. En este caso, se importarán las superficies realizadas anteriormente.

5.2.2. El mallado

Esta es una operación muy importante en cualquier simulación virtual, de la cual dependerán la precisión y exactitud los resultados obtenidos. Este proceso está sujeto a la subdivisión de la superficie en muchos nodos distintos, para analizarlos según la técnica de los elementos finitos. El programa estudia y analiza cómo evolucionan diferentes parámetros en cada uno de estos nodos.

Una vez dentro de la ventana del *Meshing*, la geometría definida anteriormente es importada automáticamente. Lo primero es definir dentro de la geometría las distintas partes que existen en función del su comportamiento dentro de la simulación. Se definen las cinco siguientes en este caso:

- Elemento de entrada: Correspondiente a la cara frontal y definido con el nombre de *velocity_inlet*. Por este elemento se introduce el flujo sujeto a las condiciones iniciales de velocidad, presión, turbulencia y otros, según hayan sido impuestas.
- Elemento de salida: es el elemento opuesto al de entrada, definido con el nombre de *pressure_outlet* y corresponde al elemento por donde el fluido será retirado.
- Elemento central (*wall*): Este corresponde al ala y es denominado como *airfoil*. Este representa el sólido estudiado donde se adhiere el flujo, es por eso que se trata del elemento más importante. En toda esta parte el mallado va a tener que ser más preciso, lo que se traduce a un mayor número de celdas de menor tamaño.

- Elemento superior (*wall*): es el llamado *top* y corresponde a la parte superior de la geometría.
- Elemento inferior (*wall*): es el llamado *road*, corresponde a la parte inferior.

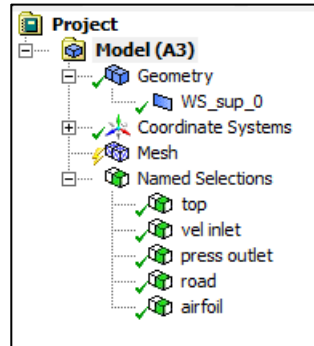


Figura 5-5. Nomenclatura de las distintas partes del volumen de control.

Los elementos *wall* son los elementos definidos como paredes, por los cuales no es posible el paso de flujo.

Una vez nombradas todas las superficies para la posterior simulación, se realiza la operación de mallado. En un tipo de geometría como ésta y para esta clase de simulaciones es imprescindible realizar un mallado de forma manual, teniendo en cuenta una serie de parámetros como son: el tamaño de celda, la densidad de nodos en cada una de las distintas zonas, el tipo de celda que se quiere utilizar, etc. Si de otro modo se simula el perfil con el mallado obtenido de forma automática se puede observar que los resultados obtenidos no se acercan a la realidad. Primero de todo se genera un mallado seleccionando la superficie y, de manera automática, éste es generado por elementos cuadrados como el de la *figura 5-6*.

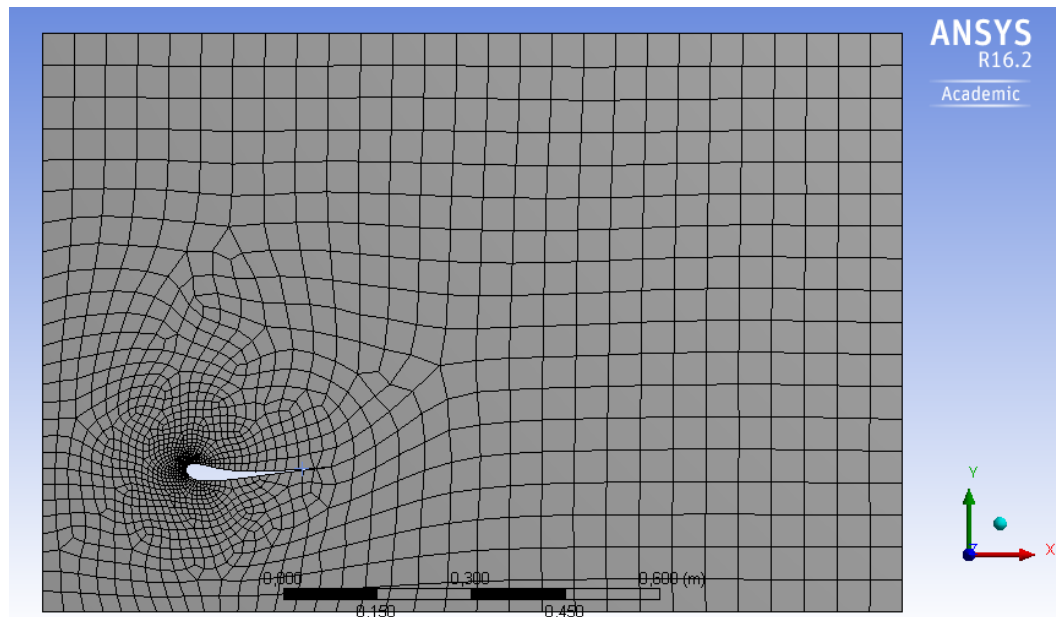


Figura 5-6. Representación del mallado automático.

Una vez generado éste, en las opciones de *mesh control* se encuentra la sub-opción *meshing method*, con la que cambiar el tipo de celda, que en este caso es la triangular. Determinado ya el tipo de celda, se procede a retocar los parámetros de la celda en el menú *details of mesh* en el *mesh sizing* como el tamaño de celda que en este caso es de 0,001 m, la densidad de nodos que en éste se incrementa respecto de la predeterminada. El último paso es realizar un refinamiento en la zona de estudio, el *airfoil*, en el menú de *meshing controls* en la opción de *refinement* seleccionamos la superficie del perfil y le aplicamos el refinamiento, de manera que la densidad de nodos en esa zona es muy superior a la del resto, ya que es la zona donde el flujo de aire se adhiere y en función de la cual los coeficientes de resistencia y sustentación tomarán un valor u otro; es importante la precisión de los resultados en esta zona, por eso extremamos la calidad del mallado.

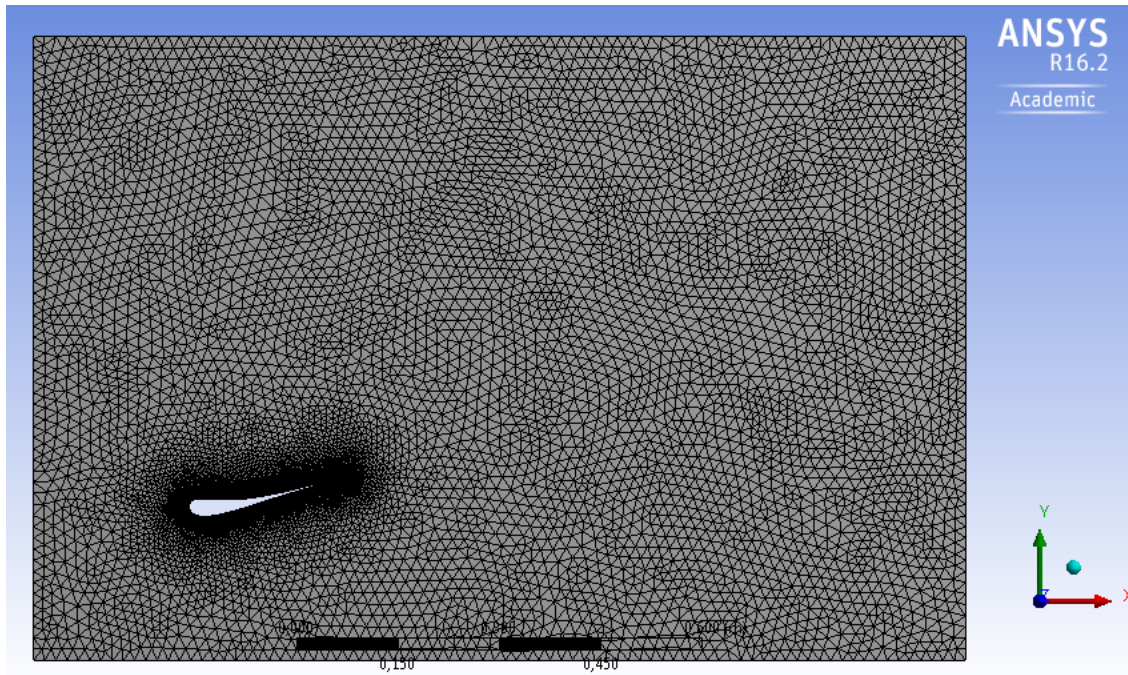


Figura 5-7. Mallado definitivo.

Se puede observar que cuanto más preciso y más pequeño es el mallado, más tardará el software en hacer la simulación.

5.2.3. Condiciones de contorno

Este corresponde al cuarto paso que establece el programa con el nombre de *set-up*, donde se establecen todos los parámetros y condiciones de contorno que definirán cómo es la simulación que se quiere realizar. Fijamos estas condiciones de manera que la simulación se acerque en mayor medida a la realidad.

Lo primero es la definición del modelo de flujo con el que se realizara y resolverá la simulación. El programa ofrece muchas opciones de modelo de flujo y resolución, pero en este caso el modelo de turbulencia escogido es el de "*k-epsilon*", puesto que es el modelo más habitual en este tipo de simulaciones de flujo en estudios aerodinámicos. La característica de este modelo, que está basado en dos ecuaciones de transporte, es que utiliza como variables de estas ecuaciones la energía cinética turbulenta (k), y la disipación de esta energía turbulenta (ε), con lo que este modelo da una idea general de la turbulencia.

A continuación fijamos las condiciones de contorno, denominadas en el *software* como *Boundary conditions*, que son las siguientes:

- Velocidad del fluido: seleccionamos como zona de entrada del fluido la denominada como *velocity_inlet* y fijamos la velocidad para la simulación es de 30 m/s, correspondiente a

100 km/h considerando esta una velocidad media de paso por curva, a pesar de que los resultados obtenidos de los coeficientes no van a depender de la velocidad.

- Presión: 101325 Pa, valor de presión atmosférica predeterminado.
- Temperatura: 298,15 K como valor referencia de temperatura ambiente utilizado comúnmente equivalente a 25 °C.
- Intensidad de turbulencia (*turbulence intensity* %): Valor recomendado de 5 %.
- Densidad: seleccionar opción de constante a lo largo de la simulación, puesto que se ha demostrado anteriormente que estamos en un régimen de estudio incompresible de túnel subsónico (Mach menor que 0.3). El valor numérico de densidad utilizado es el predeterminado, de 1.225 kg/m³.
- Simulación en estado estacionario (*steady*) puesto que las condiciones no cambian a lo largo de la simulación.

5.2.4. Cálculo de la solución

Antes de simular y solucionar tenemos que determinar a través del menú *solution* en el apartado *monitors* se deben definir los coeficientes de resistencia al avance y de sustentación donde se quieran medir. En este caso definimos estos dos parámetros alrededor del *airfoil*, en el caso del C_D utilizamos como referencia el vector (1,0,0) sin embargo en el caso del C_L utilizaremos como referencia el (0,-1,0) puesto que trabajamos con *downforce* y no sustentación positiva, automáticamente estos son introducidos en la ecuación de solución. Concluido todo este proceso se puede inicializar la solución, el programa resuelve iterando, y el número de iteraciones que se utiliza es de 1000.

5.2.5. Visualización de resultados

Llevadas a cabo todas y cada una de las simulaciones, el último paso es visualizar y analizar los resultados obtenidos. En primer lugar, una vez realizada la simulación con sus respectivos cálculos el programa muestra tres gráficos:

- Un gráfico de los valores que toma C_z en cada una de las iteraciones como el mostrado en la *figura 5-8*.
- El segundo gráfico contiene los valores que C_x toma a lo largo de la iteración.
- El tercero muestra el valor de los residuos (*"scaled residuals"*) durante toda la simulación.

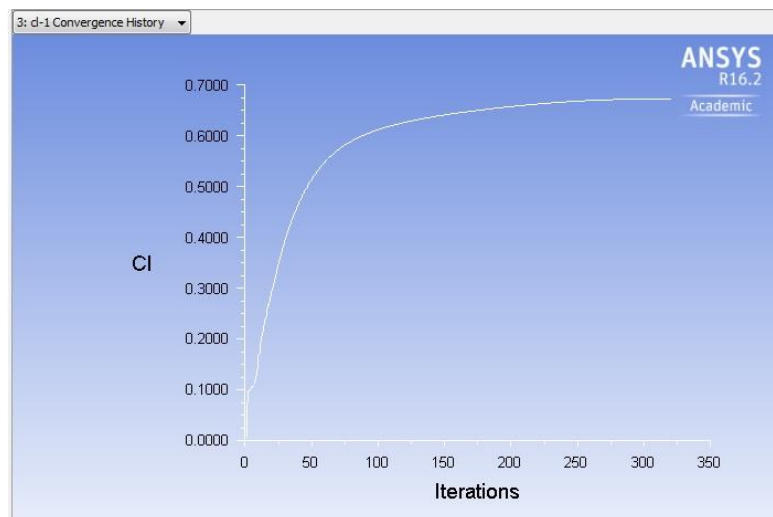


Figura 5-8. Grafico del valor del C_l en cada una de las iteraciones.

Todos estos datos graficados, son también entregados por pantalla a medida que el programa va iterando, con los correspondientes valores en cada una de las iteraciones, hasta que los resultados numéricos convergen en la solución y el proceso termina.

6. RESULTADOS Y ANÁLISIS DE LAS SIMULACIONES

6.1. Ángulo de ataque de 0°

Este ha sido el primer perfil en ser simulado, con el cual se han realizado más pruebas hasta dar con la forma óptima de trabajo a partir de la cual se han determinado resultados coherentes. En la *tabla 6-1* se muestran los valores obtenidos para este perfil con el ángulo de ataque de 0 grados.

Tabla 6-1. Valores obtenidos mediante la simulación y cálculo de la eficiencia, para la configuración de 0°.

Ángulo ataque [°]	Coeficientes	Valor	Eficiencia
0	C_z	0,6733	20,78
	C_x	0,0324	

Se cumple que, como se trata de un perfil alar asimétrico, es decir, un perfil con curvatura, en el ángulo de cero grados ya se obtienen valores de C_z diferentes de 0.

A continuación se muestran las representaciones gráficas de los resultados obtenidos. En la siguiente figura está representada la distribución de presiones:

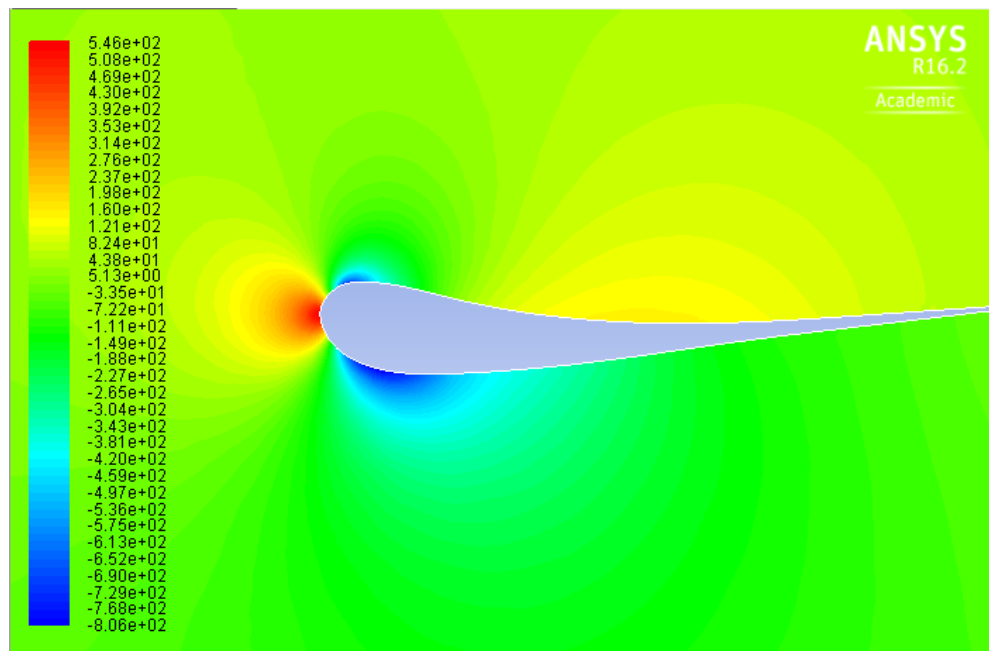


Figura 6-1. Mapa de la distribución de presiones alrededor del perfil alar.

Se puede observar como en la zona del borde de ataque se dan los valores de presión más altos, lo cual no es de extrañar puesto que se produce lo que se denomina *punto de estancamiento*. El *punto de estancamiento* se caracteriza como el punto donde se da la presión máxima y la velocidad es nula en la dirección horizontal. Nótese que en la parte superior del ala se dan valores de presión superiores a la atmosférica (zonas de color amarillo y naranja) mientras que en la parte inferior predominan valores de presión inferiores a la atmosférica (zonas azules y verdes). Se está produciendo una diferencia de presiones, lo cual genera el efecto de carga aerodinámica o *downforce*.

Para analizar el comportamiento del flujo de velocidades a lo largo del perfil se procede a visualizar el campo de magnitudes de velocidad:

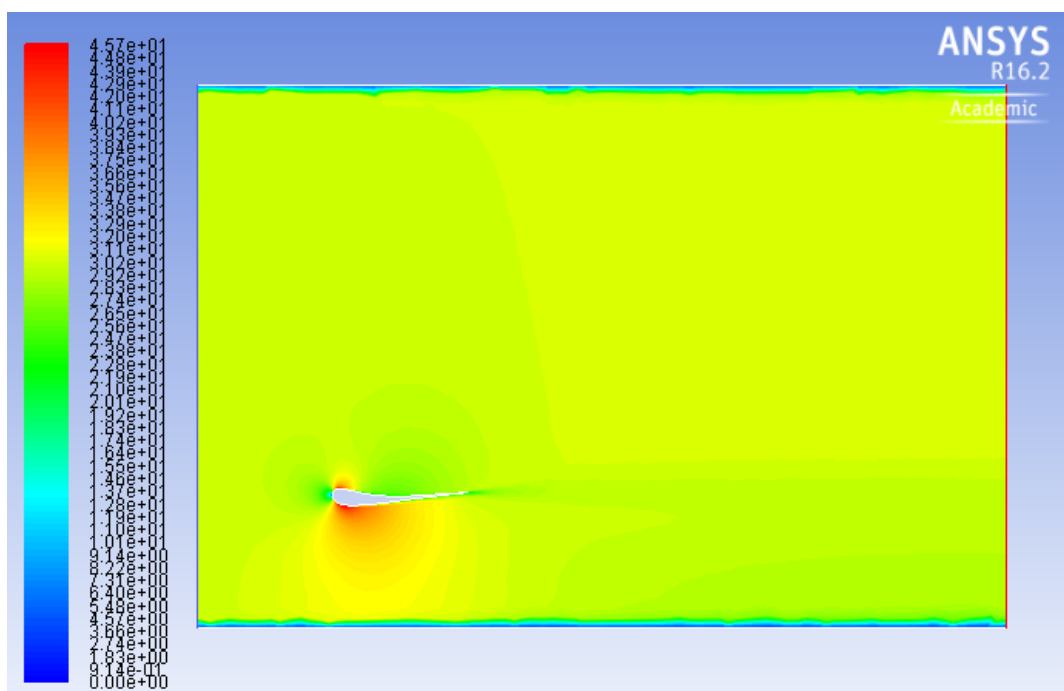


Figura 6-2. Distribución de las velocidades alrededor del perfil alar.

A partir de esta figura se puede observar como la estela del alerón es relativamente pequeña, hecho que es de esperar para un valor de ángulo como este, lo cual se traduce en un valor pequeño de resistencia al avance. También se debe observar cómo las velocidades del intradós, parte inferior, son superiores a las del extradós, lado superior, hecho que genera la diferencia de presiones vista en la figura 6-1, lo cual acaba derivando en la generación de carga aerodinámica.

Otro parámetro importante que analizar en este modelo de estudio es la energía cinética turbulenta, representada por la variable k en las ecuaciones del modelo. La energía cinética turbulenta generada en esta configuración es mínima y prácticamente inapreciable en el gráfico, pero será representada

en los próximos casos con ángulos de incidencia mayores.

6.2. Ángulo de ataque de 2,5°

Una vez analizada la segunda configuración con un ángulo de incidencia de 2,5 grados obtenemos los resultados representados en la *tabla 6-2*.

Tabla 6-2. Valores obtenidos mediante la simulación y cálculo de la eficiencia para la configuración de 2,5°.

Ángulo ataque [°]	Coeficientes	Valor	Eficiencia
2,5	C_z	1,024	31,31
	C_x	0,0327	

La eficiencia ha aumentado notablemente respecto del caso anterior, en el que se tenía un valor de 20,78. Para un aumento del ángulo de ataque el valor del coeficiente de sustentación negativa se ha incrementado de manera superior a como lo hace el coeficiente de resistencia al avance, obteniendo así un valor de eficiencia mejor. Esto se traduce en la obtención de un valor mayor de *downforce* sin generar, a costa de este aumento, mucha resistencia al avance.

En la figura 6-3 se puede observar cómo varían las presiones respecto a la configuración anterior, y en este caso se crea un gradiente superior; es por eso que aumenta el C_z .

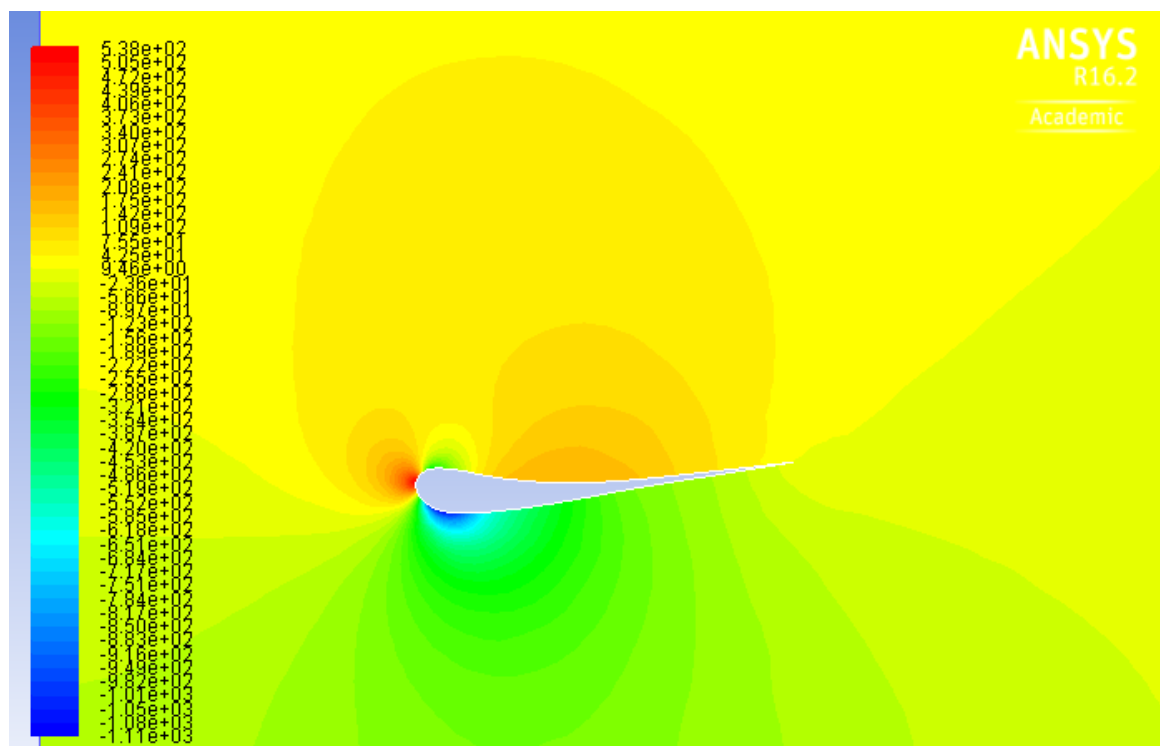


Figura 6-3. Distribución de las presiones alrededor del perfil alar.

En la *figura 6-4* donde se representa el campo de velocidades, se puede apreciar cómo la velocidad máxima en el intradós del ala es superior a la del caso anterior.

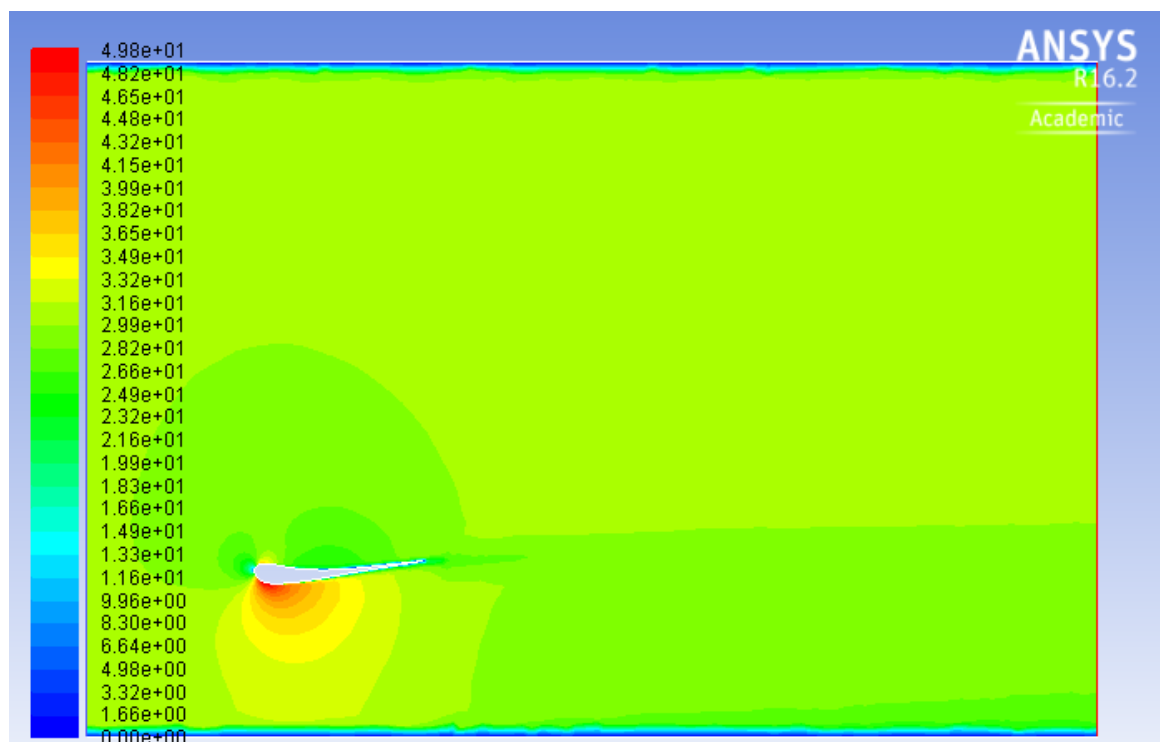


Figura 6-4. Distribución de las velocidades alrededor del perfil alar.

Sin embargo, la estela no difiere mucho de la vista anteriormente, hecho que se ve reflejado en el casi inexistente incremento del valor de C_x .

6.3. Ángulo de ataque de 5°

Para esta configuración con un ángulo de ataque de 5° se han obtenido los datos representados en la *tabla 6-3*.

Tabla 6-3. Valores obtenidos mediante la simulación y cálculo de la eficiencia para la configuración de 5°.

Ángulo ataque [°]	Coeficientes	Valor	Eficiencia
5	C_z	1,4439	28,87
	C_x	0,0500	

En este caso, el resultado de la eficiencia ha disminuido respecto del obtenido anteriormente de 31,31 (ángulo de ataque de 2,5°). De todas formas, sigue siendo notablemente superior respecto del obtenido para el ángulo de 0° con valor de 20,78. De forma lógica para este aumento del ángulo de incidencia aumentan ambos coeficientes, C_z y C_x , en este caso con un valor de eficiencia menor, pero siguen siendo resultados muy correctos.

Siguiendo con el patrón de conducta anterior, se puede observar cómo el valor de presiones en el extradós cada vez es mayor, haciendo que aumente cada vez el gradiente de presiones como se ha visto anteriormente. En la *figura 6-5* se representa este aumento de presión visto por el predominio de un tono anaranjado.

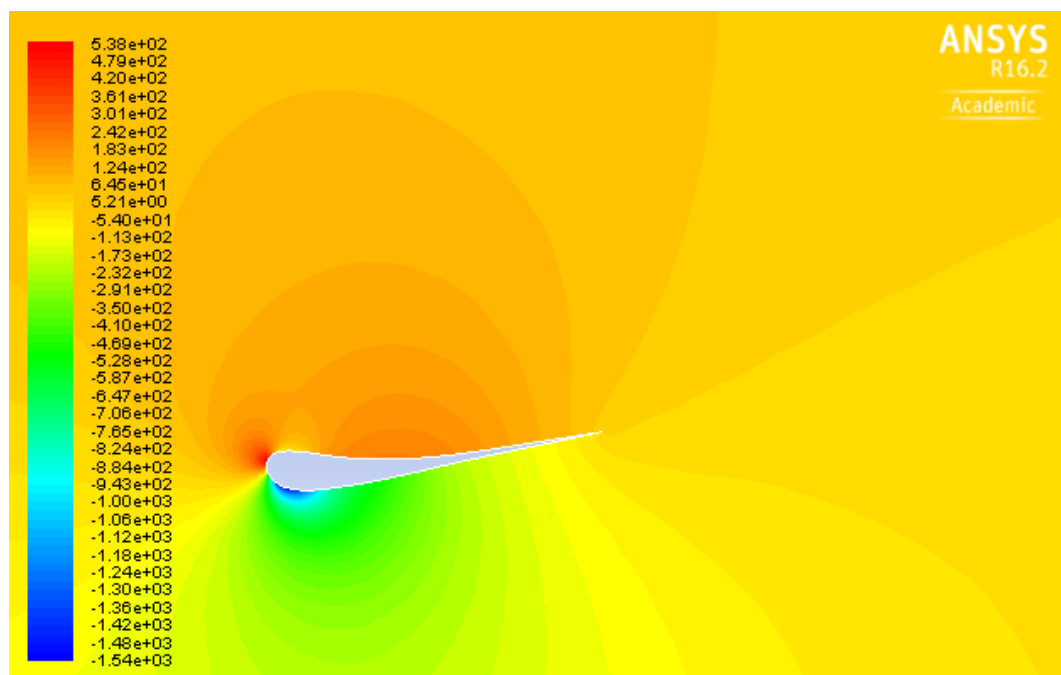


Figura 6-5. Distribución de las presiones alrededor del perfil alar.

Evidentemente el gradiente de presiones sigue incrementado, lo cual se ha visto reflejado por el incremento del C_z tal y como era de esperar.

Véase a continuación en la *figura 6-6* de la distribución de las velocidades cómo se vuelve a ver incrementada la velocidad en el intradós del perfil:

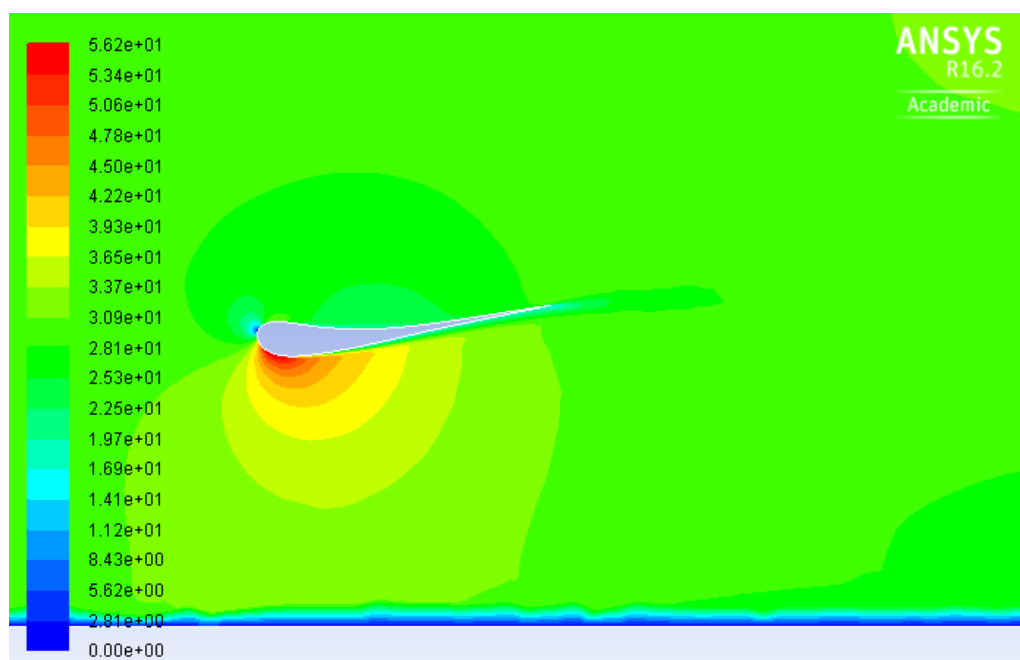


Figura 6-6. Distribución de las velocidades alrededor del perfil alar.

En este caso sí se puede observar cómo empieza a crecer la estela debido al incremento del ángulo de ataque respecto de la configuración anterior.

6.4. Ángulo de ataque de 7,5°

Para esta configuración con un ángulo de ataque de 7,5° se han obtenido los datos representados en la *tabla 7-4*.

Tabla 6-4. Valores obtenidos mediante la simulación y cálculo de la eficiencia para la configuración de 7,5°.

Ángulo ataque [°]	Coeficientes	Valor	Eficiencia
7,5	C_z	1,7960	29,108
	C_x	0,0617	

Se observa como de nuevo la eficiencia aumenta respecto de la configuración anterior y sigue siendo notablemente superior a la eficiencia obtenida para el ángulo de ataque de 0°. El patrón de conducta observado para este perfil sigue siendo el mismo, aumentando el ángulo de incidencia se incrementa de mayor manera, proporcionalmente hablando, el C_z que el C_x lo cual se traduce en valores de eficiencia correctos.

Véase la distribución de las presiones en la *figura 6-7*:

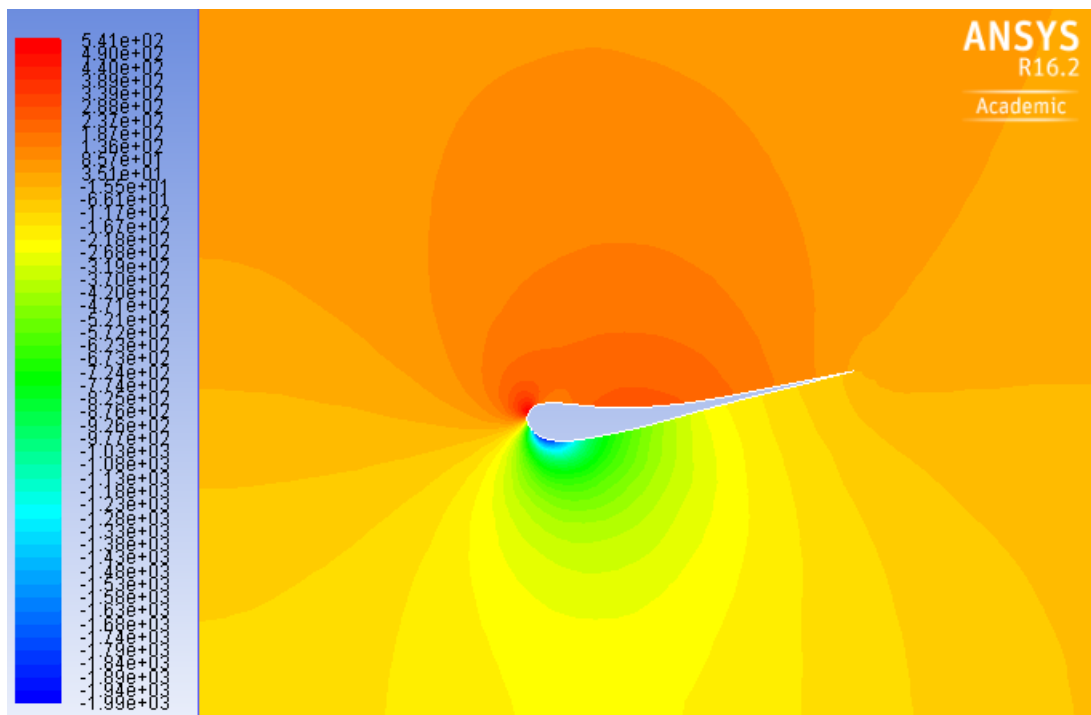


Figura 6-7. Distribución de las presiones alrededor del perfil alar.

Nótese que la presión en el extradós cada vez incrementa respecto de la vista en el caso anterior, el tono utilizado para representar su valor cada vez es más intenso.

Véase a continuación en la *figura 6-8* de la distribución de las velocidades cómo se vuelve a ver incrementada la velocidad en el intradós del perfil cada vez más.

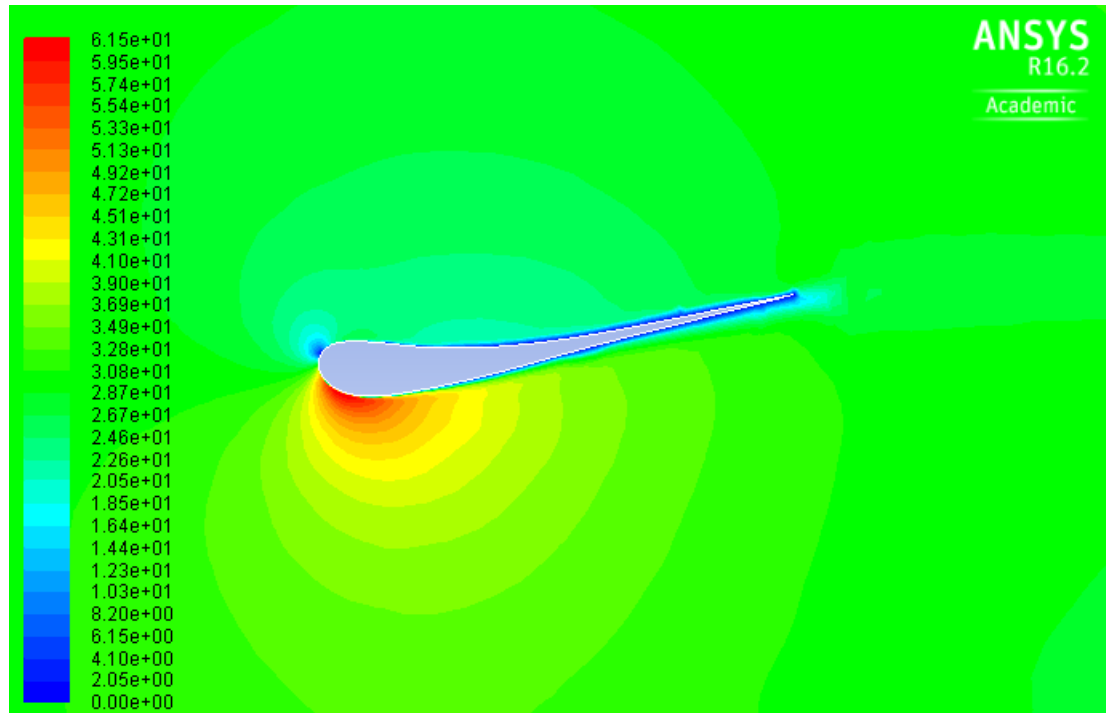


Figura 6-8. Distribución de las velocidades alrededor del perfil alar.

Por otro lado el efecto de la estela va incrementando poco a poco respecto del anterior sin ser muy perjudicial.

En los perfiles vistos hasta ahora no se ha mostrado ninguno de los gráficos de la energía cinética turbulenta, ya que los resultados obtenidos eran menospreciados. No obstante, a continuación se muestra la *figura 6-9* correspondiente a la energía cinética turbulenta, ya que para esta configuración ya es importante analizar este parámetro:



Figura 6-9. Distribución de la energía cinética turbulenta.

Los valores de turbulencia mostrados en la figura 6-9 siguen siendo valores pequeños pero apreciables en el gráfico para este caso.

6.5. Ángulo de ataque de 10°

Para esta configuración con un ángulo de ataque de 10° se han obtenido los datos representados en la tabla 6-5.

Tabla 6-5. Valores obtenidos mediante la simulación y cálculo de la eficiencia para la configuración de 10°.

Ángulo ataque [°]	Coefficientes	Valor	Eficiencia
10	C_z	2,1141	25,81
	C_x	0,0819	

En este caso se rompe con la progresión vista anteriormente, la eficiencia disminuye respecto del caso anterior. De todas formas no es un valor alarmantemente bajo, ya que seguimos por encima del valor obtenido para la configuración de ángulo 0°. Vemos como el C_x ha aumentado más de forma proporcional de lo que lo ha hecho el C_z . El valor de C_z de 2,1141 es ya un valor considerablemente alto, con lo que para esta configuración se obtendrían valores de *downforce* muy buenos, pero ahora

sí que con un mayor coste en cuanto al aumento de la resistencia al avance.

Véase la distribución de las presiones en la *figura 6-7* a continuación:

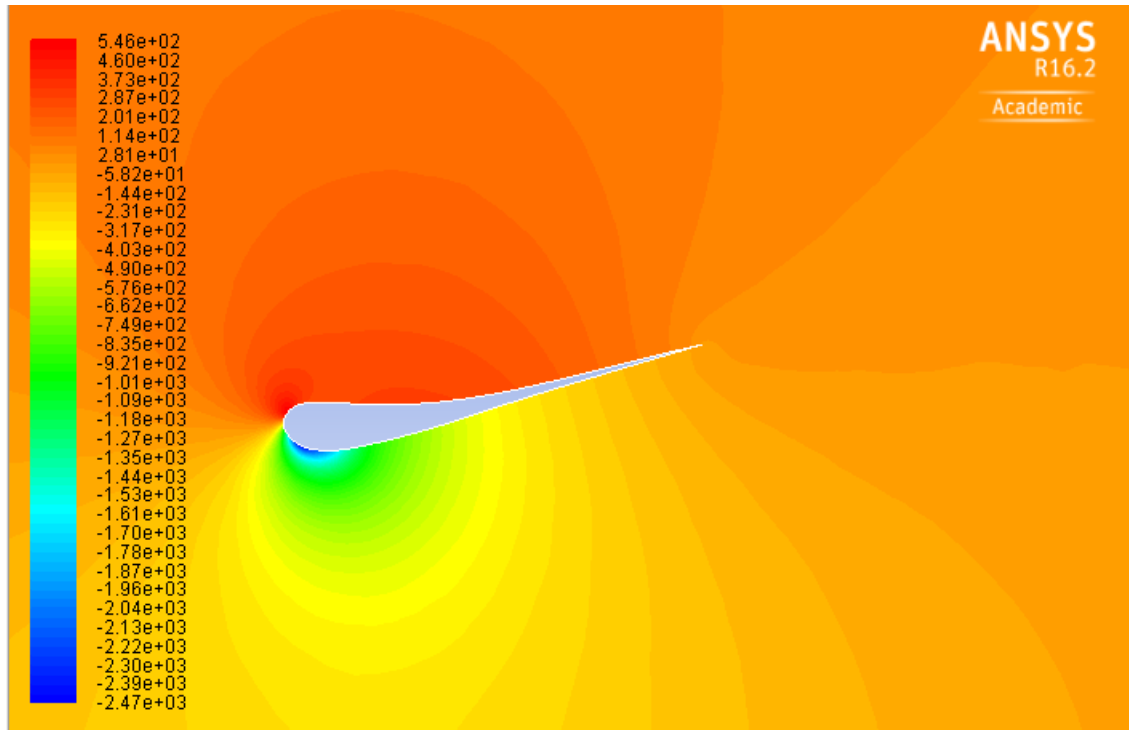


Figura 6-10. Distribución de las presiones alrededor del perfil alar.

El gradiente de presiones entre el intradós y el extradós cada vez es mayor, como podemos observar en la imagen anterior.

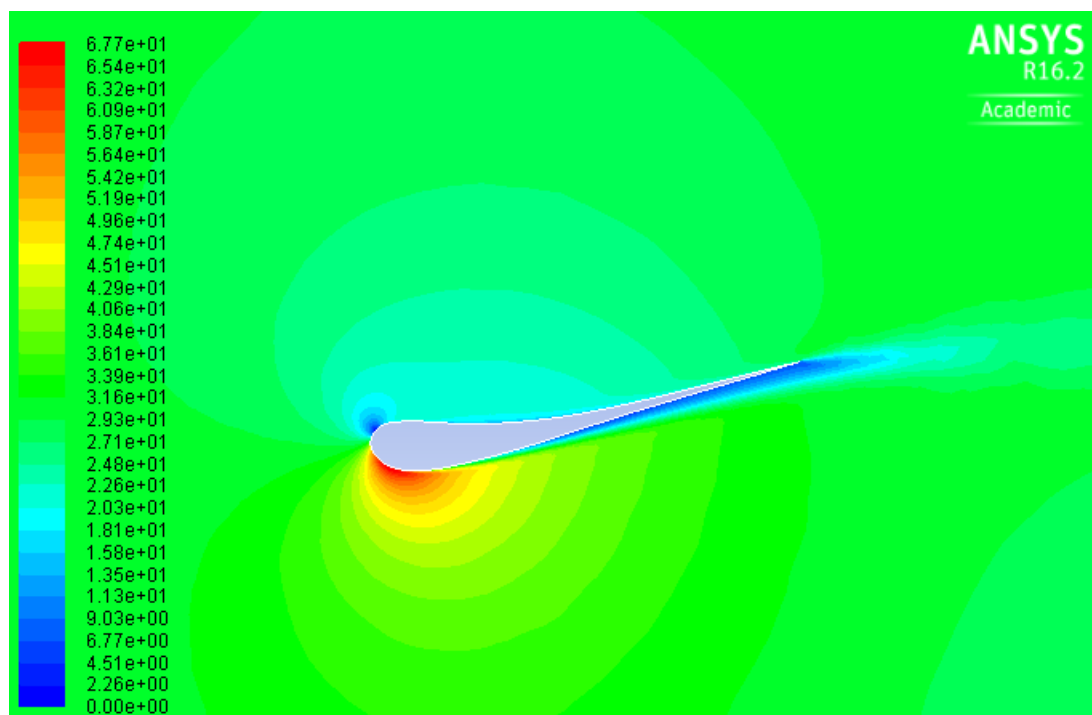


Figura 6-11. Distribución de las velocidades alrededor del perfil alar.

En la *figura 6-11* se ve reflejado un claro incremento de la estela generada en esta configuración respecto de la vista anteriormente en la *figura 6-8*; este hecho provoca este incremento en el C_x , lo cual ha generado esta disminución en la eficiencia.

No es de extrañar que la cantidad de energía cinética turbulenta también haya aumentado, tal y como se muestra en la *figura 6-12* si la comparamos con la *figura 6-9*.



Figura 6-12. Distribución de la energía cinética turbulenta.

6.6. Ángulo de ataque de 12,5°

Para esta configuración con un ángulo de ataque de 12,5° se han obtenido los datos representados en la *tabla 6-6*.

Tabla 6-6. Valores obtenidos mediante la simulación y cálculo de la eficiencia para la configuración de 12,5°.

Ángulo ataque [°]	Coeficientes	Valor	Eficiencia
12,5	C_z	2,1490	17,48
	C_x	0,1229	

Al finalizar esta simulación se observa cómo, otra vez, el valor de la eficiencia disminuye obteniéndose un valor de 17,48 por debajo del 20,78 correspondiente a los 0°. En este caso, el aumento del valor de C_z obtenido es muy ligeramente superior al obtenido anteriormente, mientras que el de C_x sigue aumentando de forma considerable. Para esta configuración se incrementa más, en proporción, el C_x que el C_z respecto de la anterior, lo cual se ve reflejado en esta disminución de la eficiencia.

Este ha sido el último perfil en ser simulado. Se intentó hacer pruebas con perfiles con ángulo de ataque superior, concretamente 15° , pero se desestimó la acción. Superando el valor de $12,5^\circ$, si intentamos simular, los valores de las iteraciones oscilan en vez de tender a un valor concreto, como hasta ahora se ha determinado que el alerón entraba en “pérdida”.

Siguiendo con el mismo esquema anterior, analizamos el campo de presiones, el campo de velocidades y por último la energía cinética turbulenta.

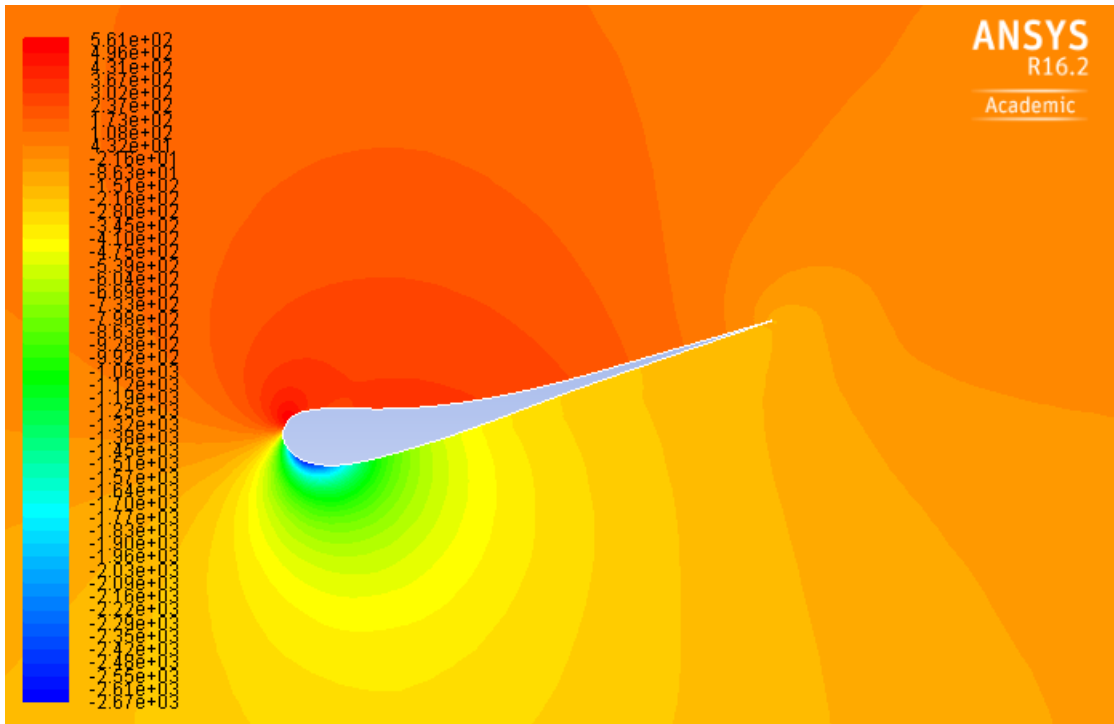


Figura 6-13. Distribución de las presiones alrededor del perfil alar.

En la *figura 6-14* vemos que el incremento de C_x se ve reflejado en un gran aumento de la estela provocada por esta configuración.

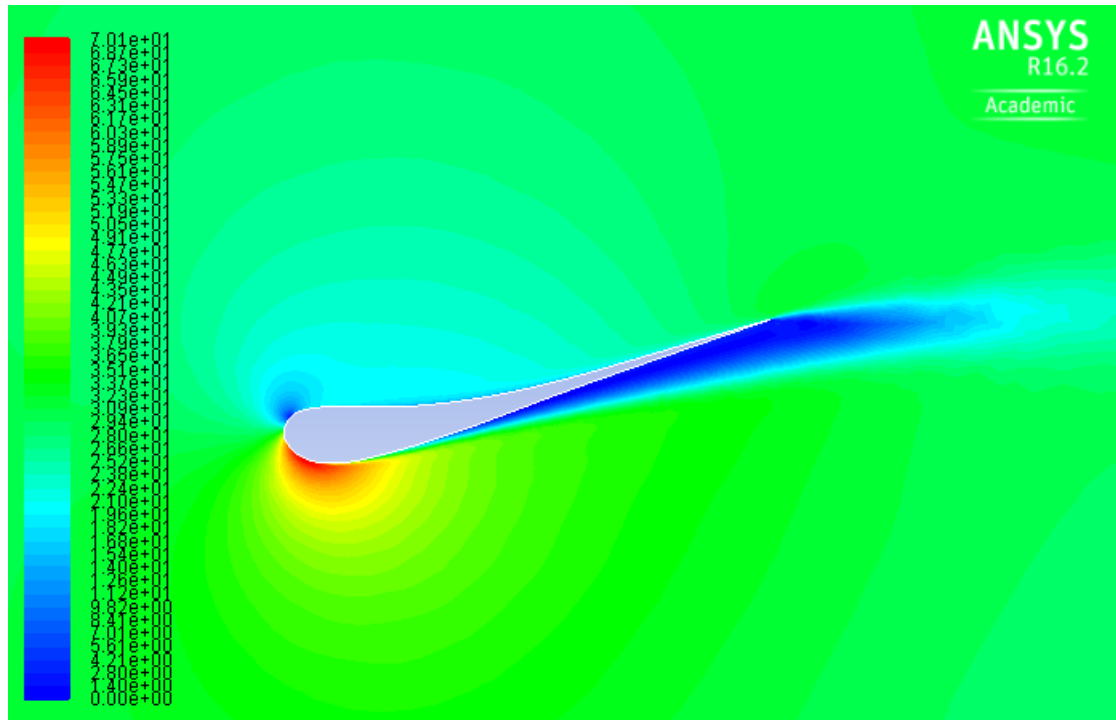


Figura 6-14. Distribución de las velocidades alrededor del perfil alar.

Nótese también un gran aumento respecto de la configuración anterior correspondiente con la energía cinética turbulenta vista en la figura 6-15.

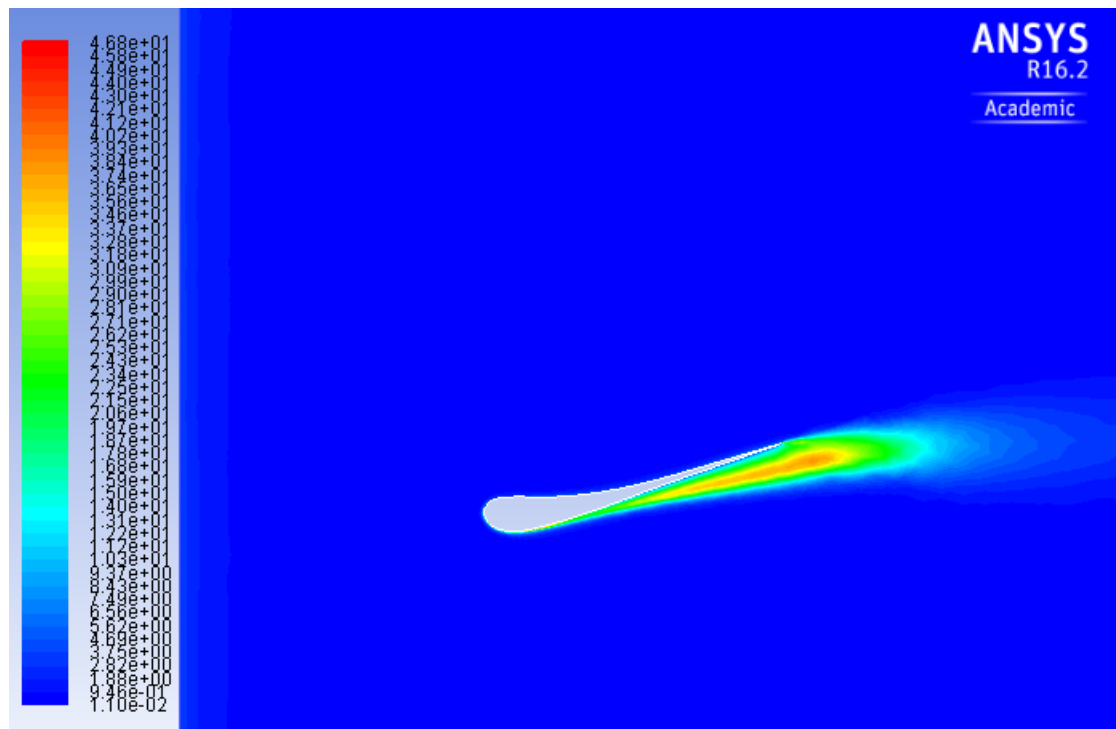


Figura 6-15. Distribución de la energía cinética turbulenta.

7. CONCLUSIONES

Después de finalizar las simulaciones y haber analizado los resultados se puede confirmar que se cumple con los objetivos planteados antes de la realización del proyecto. El perfil ha sido estudiado en todas sus configuraciones posibles, todos los ángulos de incidencia han sido simulados, con lo cual se ha determinado el rango de trabajo que éste tiene. Analizando todos los datos gráficos extraídos de cada una de las simulaciones se ha podido corroborar que todas las premisas teóricas, relacionadas con el comportamiento del perfil alar, comentadas antes de la simulación, se cumplen. Finalmente, y lo que es más importante, se ha caracterizado el perfil pudiendo poner el valor de los coeficientes C_z y C_x en cada una de las configuraciones donde ha sido calculado también la eficiencia.

A continuación, en la tabla 7-1, se muestran cuáles han sido los resultados del coeficiente de anti-sustentación o *downforce* (C_z), del coeficiente de resistencia al avance o *drag* (C_x) y, por último, la eficiencia.

Tabla 7-1. Síntesis de los resultados obtenidos para cada una de las simulaciones.

Ángulo (α)	0°	2,5°	5°	7,5°	10°	12,5°
C_z	0,673	1,024	1,4439	1,796	2,1141	2,149
C_x	0,0324	0,0327	0,05	0,0617	0,0819	0,1229
Eficiencia	20,78	31,31	28,87	29,10	25,81	17,48

Analizando la evolución de los datos obtenidos se puede afirmar el cumplimiento de los fenómenos explicados previamente en la teoría sobre aerodinámica. Mediante el *Excel* se han realizado los gráficos de C_D y C_x en función del ángulo de incidencia (α) con los datos obtenidos mediante la simulación, véanse a continuación:

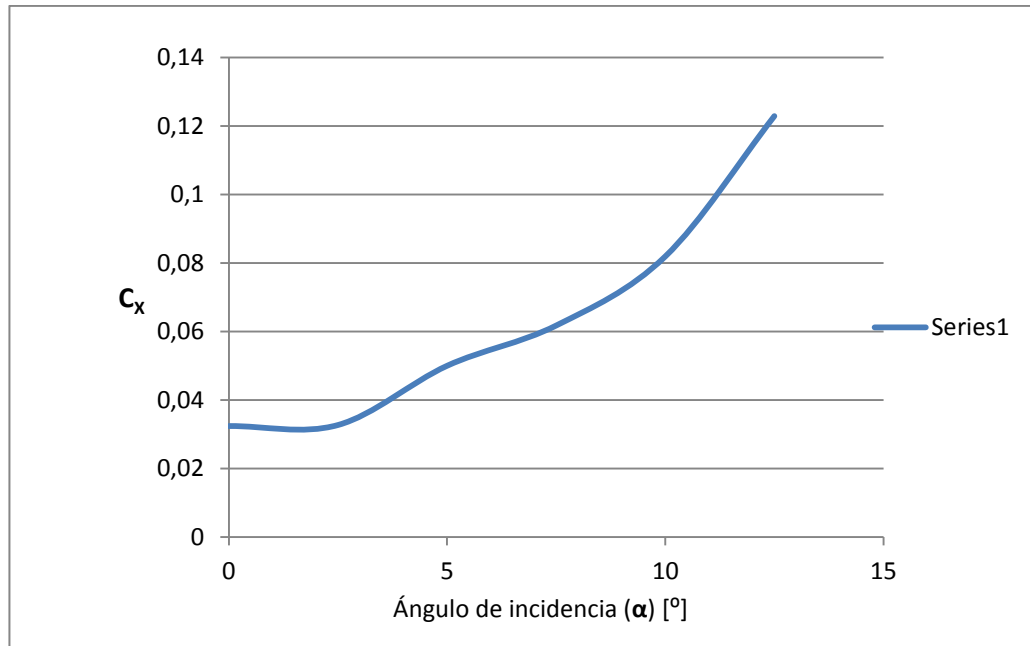


Gráfico 7-1. Gráfico de C_x en función del ángulo de incidencia.

El C_x siempre crece a medida que el ángulo de incidencia lo hace tal y como se ve en el capítulo 4 de aerodinámica, en la *figura 4-11* de la representación gráfica de cómo evoluciona teóricamente el C_x en función del ángulo de ataque. Esta premisa queda corroborada con el gráfico 8-1, realizado con los datos obtenidos mediante la simulación; los dos gráficos son prácticamente iguales.

El C_z también crece a medida que lo hace el ángulo de incidencia. Sin embargo, éste tiene un valor límite, la entrada en “pérdida”. No ha sido posible simular una configuración en pérdida, todas dieron problemas con lo que no se obtuvieron datos concluyentes. No obstante, si presta atención a la evolución de los resultados, se puede observar como para las configuraciones de 0 a 7,5 grados el valor de C_z aumenta de mayor manera de lo que lo hace el C_x obteniendo, así, muy buenos valores de eficiencia. No obstante, en las configuraciones 10 y 12,5 no es así, pues se puede apreciar como es ahora el C_x el que aumenta de forma mayor, con lo que también la eficiencia disminuye radicalmente. Veamos el gráfico siguiente correspondiente al C_x frente al ángulo de ataque:

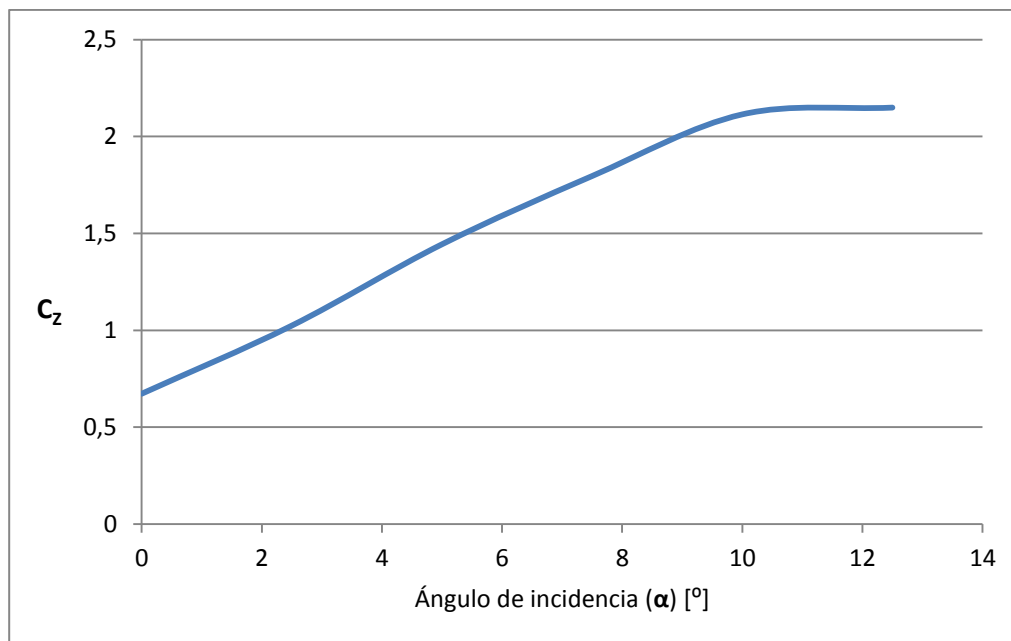


Gráfico 7-2. Gráfico de C_z en función del ángulo de incidencia

Observando el gráfico anterior vemos que el mayor valor de *downforce* se consigue con la configuración de 12,5 grados, de todas formas existen claros indicios de que se está acercando la entrada en “pérdida”. Si nos fijamos en las *figuras 7-14 y 7-15* se puede observar el gran incremento de la estela del perfil y del nivel de energía cinética turbulenta. Comparando el *gráfico 8-2*, correspondiente a los datos de la simulación, con el teórico visto en la *figura 4-9* se puede afirmar el cumplimiento de la teoría. Únicamente faltaría poder representar un ángulo mayor que 12,5° para poder ver como entonces la pendiente pasa a ser negativa.

Se ha determinado, después de realizar el estudio, que el perfil estaría entrando en “pérdida” para valores del ángulo de ataque por encima de los 12,5°. Entonces, para este perfil no superaríamos este valor en condiciones reales de carrera.

Por último, pero no por ello menos importante, se exponen algunos casos reales de diferentes circuitos con diferentes exigencias en cuanto a *downforce* y *drag* para exponer que *setting* de alerón convendría más utilizar y porqué. Véanse a continuación los distintos casos:

- El primer caso sería un circuito de “carga máxima”. Éste se caracteriza por ser un circuito en el que las velocidades medias son bajas, lo cual se traduce en que los pasos por curva son lentos. Estos suelen ser circuitos en los que predominan los tramos curvados por encima de las rectas, con lo que el *drag* no es tan importante ya que no hay rectas donde se perjudicarán las velocidades máximas. En estos circuitos lo que se busca es, como su propio nombre indica, valores de carga aerodinámica altos, a pesar de que para esta

configuración tengamos un valor de resistencia al avance mayor. Como ejemplo de un circuito así está el de Mónaco (ver en la *figura 7-1*). Éste es por excelencia el más representativo de los circuitos urbanos, en el caso de los fórmula *World Series* las velocidades medias giran en torno a los 139 km/h con puntas de hasta 225 km/h (en la salida del túnel). En este caso sería conveniente utilizar la configuración de ángulo de incidencia de $12,5^\circ$, para la que tendremos los valores mayores de *downforce*.

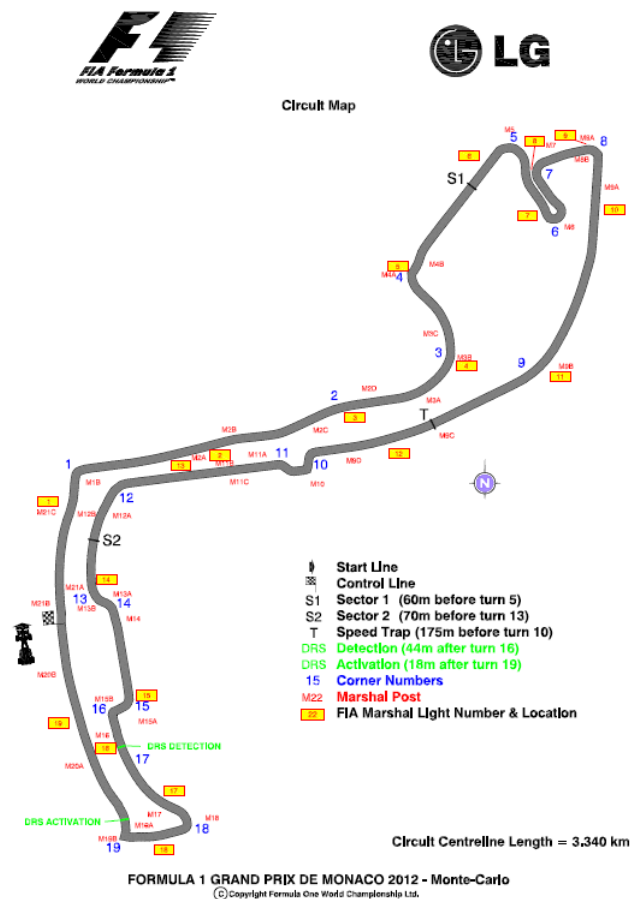


Figura 7-1. Mapa del circuito de Mónaco.

- El segundo caso sería un circuito de “carga mínima”. En este caso se trata de un circuito completamente contrario al citado anteriormente, como es de esperar. Éstos se caracterizan por el predominio de las rectas y la escasez de tramos curvados. Un ejemplo de circuito con estas características es el de Monza (ver en la *figura 7-2*) dónde las velocidades medias son de 215 km/h y las máximas de 290 km/h, nótese la diferencia respecto las de Mónaco citadas en el punto anterior. En una pista de estas características el objetivo es buscar un *setting* con la menor fuerza de resistencia al avance posible, a su vez, ésta configuración no generará tanto *downforce*. Es verdad que siempre se busca maximizar el *downforce*, pero en un circuito así es más conveniente sacrificar los tramos curvados de manera que en las rectas las velocidades puntas no se vean tan perjudicadas,

pues de esta manera se saca un mayor rendimiento. Con lo que en este caso sería conveniente utilizar o bien la configuración de 0° o bien la de $2,5^\circ$. Se recomendaría la de $2,5^\circ$ puesto que para prácticamente el mismo valor de C_x tenemos mucho más C_z y la mejor de las eficiencias y sin duda se conseguiría mucho mejor balance.

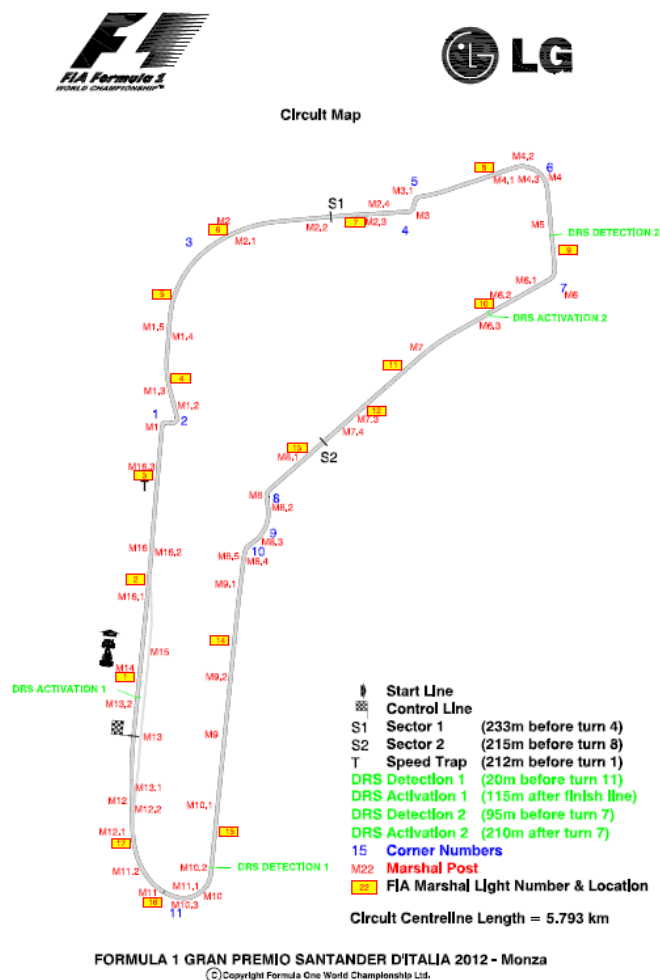


Figura 7-2. Mapa del circuito de Monza.

- El tercer y último caso sería el de un circuito híbrido, en el que se precisa una configuración intermedia ya que no existe un evidente predominio de la recta sobre los tramos curvados ni viceversa. Un buen ejemplo de un circuito de estas características es el de Spa-Francorchamps (ver en la figura 7-3) donde las velocidades medias son 207 km/h y las máximas de 270 km/h. Para este caso no está tan claro de antemano seleccionar una de las configuraciones, en este caso necesitamos una configuración que nos proporcione un buen balance con buenos valores de *downforce* teniendo cuidado con no perjudicar los tramos rectos con demasiado *drag*. En tal caso, para poder tomar una decisión acerca de la mejor configuración se haría pruebas de pista, de manera que, junto con los datos de la telemetría y la información que nos proporcionara el piloto se escogería un *setting* u otro.

De entre los simulados, los valores medios que probaría son el 2.5, el 5, y 7,5. Todos ellos tienen buenos valores de eficiencia alrededor de 30, con lo que analizando las condiciones de carrera veríamos cual se comporta mejor.

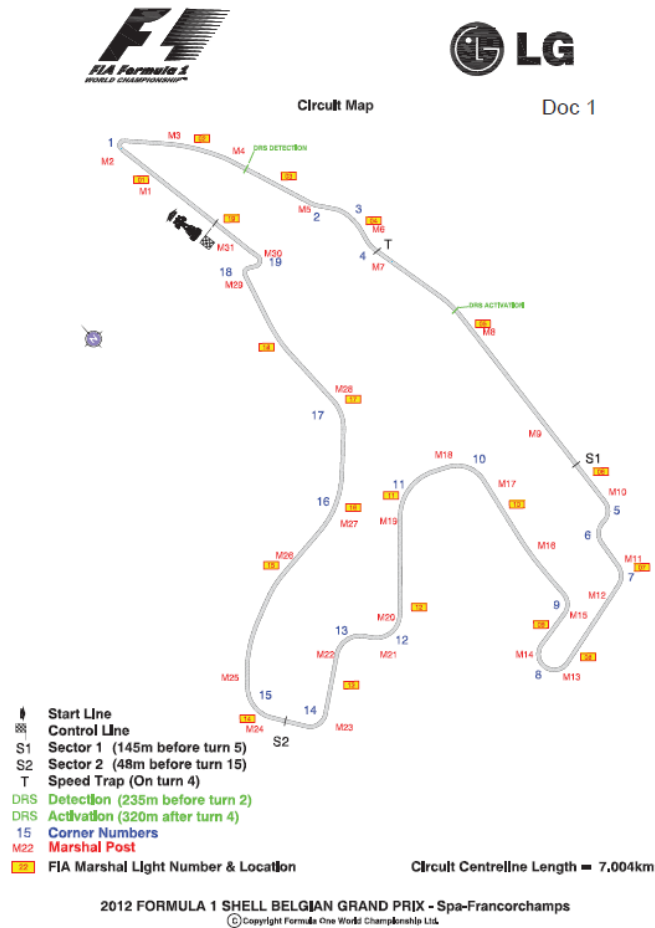


Figura 7-3. Mapa del circuito de Spa-Francorchamps.

8. COSTES Y PLANIFICACIÓN

Para este proyecto se tienen en cuenta los siguientes costes: el coste del proyectista y las amortizaciones tanto de *software* como de *hardware*.

Se aproxima un total de costes generales equivalente al 15% de la suma parcial anterior (véase en *tabla 8-1*), en concepto de consumo energético, teléfono, desplazamientos...

Por último, se aplica un beneficio industrial de un 6% sobre la suma parcial (véase en *tabla 8-1*).

La *tabla 8-1* muestra el desglose presupuestario del proyecto.

Tabla 8-1. Desglose presupuestario del proyecto.

Concepto	Coste [€/h]	Cantidad [h]	Importe [€]
Proyectista	20	400	8000
Amortización <i>softwares</i>	10	200	2000
Amortización <i>hardware</i>	5	400	2000
Suma parcial			12000
Gastos generales (15%)			1800
Beneficio industrial (6%)			720
Suma total			14520
IVA (21%)			3049,2
TOTAL FACTURA			17569,2

A continuación se detalla mediante un diagrama de Gantt como se ha planificado el proyecto.

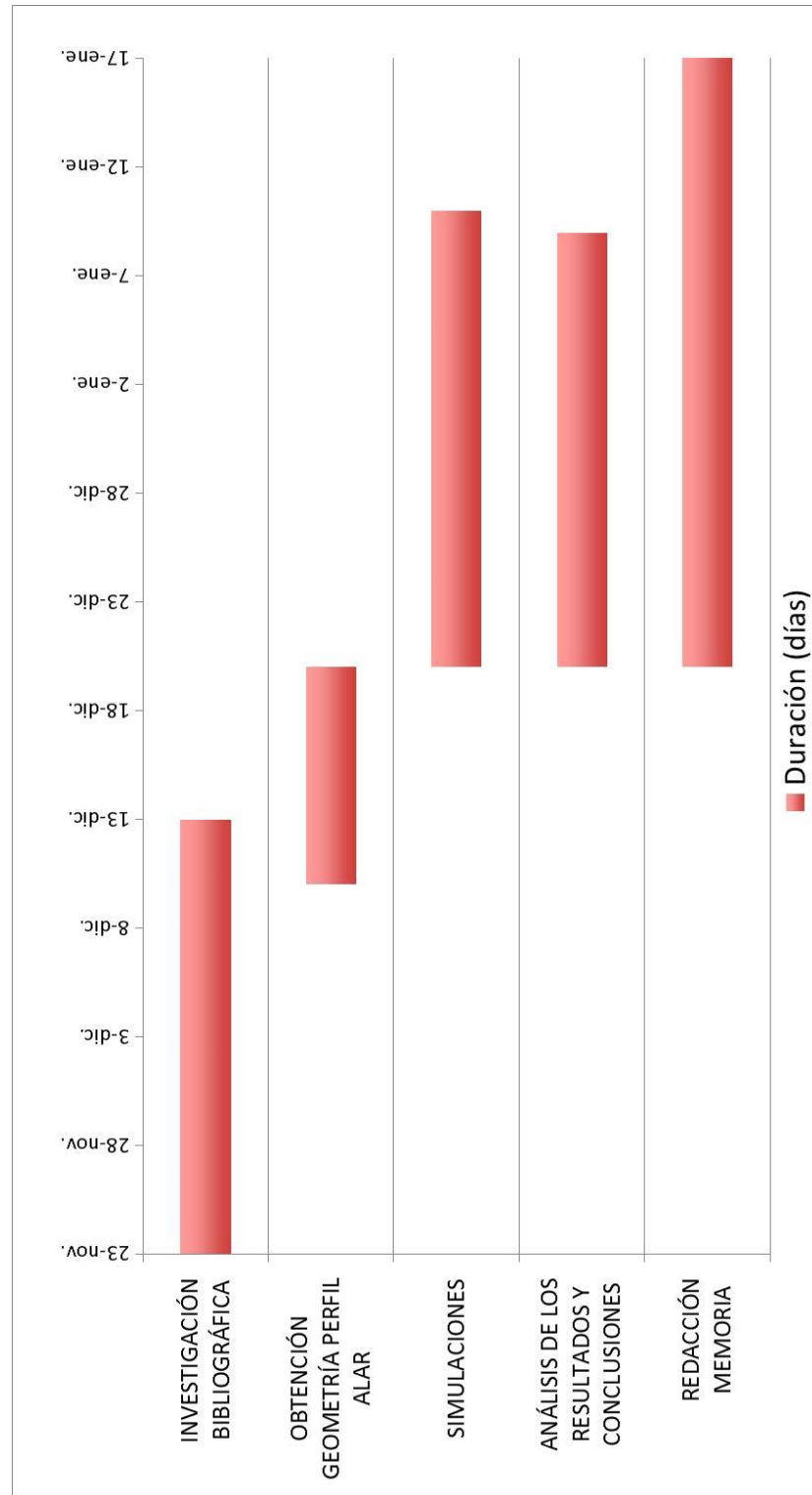


Gráfico 8-1. Diagrama de Gantt del proyecto.

9. IMPACTO AMBIENTAL

Este es un proyecto puramente teórico, con lo que no implica la fabricación de ningún producto ni la utilización de ningún material, excepto el papel. La única herramienta utilizada para llevar a cabo este proyecto ha sido el ordenador, junto con sus componentes correspondientes para trabajar.

La utilización de equipos informáticos tiene un impacto en el medio. Este tipo de componentes tanto eléctricos como electrónicos deben ser reciclados siguiendo la normativa del Real Decreto 208/22005. Esta normativa impone determinados procesos de separación y tratamiento de residuos que han de ser realizados mediante empresas autorizadas por las autoridades ambientales correspondientes.

En cuanto a la energía eléctrica consumida por el ordenador, se ha estimado un valor de aproximadamente 250 KWh. En este tipo de proyectos, después de realizar el estudio mediante la dinámica computacional de fluidos, suelen corroborarse los datos mediante una simulación real con un túnel de viento. En el supuesto caso de haberse realizado el estudio posterior, el impacto medio ambiental del proyecto se dispararía. Teniendo en cuenta que una estación como un túnel de viento necesita mucha potencia para hacerla trabajar, podríamos estar hablando del orden de unos 2MW.

10. BIBLIOGRAFIA

10.1. Referencias bibliográficas

- [1] McBEATH, S. *Aerodinámica del automóvil de competición*. 2006
- [2] ANDERSON, JD. *Fundamentals of aerodynamics*. USA: MCGRAW-HILL, 1984.
- [3] DÍAZ, JM. *AERODINÁMICA: ¿Cómo se adapta un F1 a los diferentes niveles de carga?* Jerez, 2015. [<http://www.caranddriverthef1.com/formula1/blogs/angelesf1/aerodinamica-como-se-adapta-un-f1-los-diferentes-niveles-carga>, 25 de octubre de 2015]
- [4] DÍAZ, JM. *AERODINÁMICA 2: En busca de la eficiencia*. Jerez, 2015. [<http://www.caranddriverthef1.com/formula1/blogs/angelesf1/aerodinamica-2-en-busca-la-eficiencia>, 25 de octubre de 2015]

10.2. Bibliografía complementaria

- [1] *Ansys Fluent* users guide.
- [2] *Ansys Meshing* users guide
- [3] [<http://airfoiltools.com/>, 2 de diciembre de 2015]
- [4] FORMULA RENAULT 2.0 USERS MANUAL 2015
- [5] [<http://www.cfd-online.com/>, 12 de diciembre de 2015]